



Universidad
Carlos III de Madrid

Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría
de Estructuras

PROYECTO FIN DE CARRERA

Simulación numérica de ensayos
balísticos sobre laminados de fibra
de carbono y estudio de resistencia
post-impacto.

Autor: Javier Fernández Topham

Tutores: Jesús Pernas Sánchez

Jose Alfonso Artero Guerrero

Leganés, Julio de 2014

Título: Simulación numérica de ensayos balísticos sobre laminados de fibra de carbono y estudio de resistencia post-impacto.

Autor: Javier Fernández Topham

Directores: Jose Alfonso Artero Guerrero

Jesús Pernas Sánchez

EL TRIBUNAL

Presidente: _____

Vocal: _____

Secretario: _____

Realizado el acto de defensa y lectura del Proyecto Fin de Carrera el día ____ de _____ de 20__ en Leganés, en la Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid, acuerda otorgarle la CALIFICACIÓN de

VOCAL

SECRETARIO

PRESIDENTE

Agradecimientos

Agradezco a toda mi familia y en especial a mis padres, Fco Javier y Otilia y a mi hermana Sara, el apoyo que me han dado todo este tiempo y toda la confianza que han depositado en mí sin dudar de mí en ningún momento.

Me gustaría agradecer también a mis compañeros de facultad por haber hecho que todos estos años hayan sido inolvidables para mí, sin ellos no hubiera sido lo mismo. Andrés, Alejandros, Carlos, Carmen, David, Eduardo, Elisa, Elvira, Fco Javier, Fernando, Luis, Pablos, Ricardo, y Víctor.

Por último, me gustaría agradecer a los profesores de la universidad la excelente formación que me han dado todos estos años gracias a la cual he podido acceder a mi actual situación laboral. En especial a Jesús Pernas Sánchez y Jose Alfonso Artero Guerrero por su paciencia y su impecable trabajo a la hora de asesorarme en la realización del proyecto.

Resumen

Este proyecto consiste en la simulación con el software estructural LS-Dyna, de la resistencia de un laminado de fibra de carbono ante impactos balísticos con posterior realización de estudio de resistencia del laminado después del impacto.

Para ello primeramente se validará el modelo de simulación para poder afirmar que los resultados obtenidos sean extrapolables a la realidad. Posteriormente se procederá a un estudio de optimización de tiempos de simulación probando diferentes configuraciones de cálculo en paralelo que permite realizar el software. Finalmente se realizará el estudio de resistencia de la placa post impacto (ensayo CAI) para diferentes velocidades de impacto.

En los análisis de los resultados se muestra la absorción de energía de las fibras en función de la orientación de las mismas en el momento en el que se realiza la compresión del laminado. También se realiza un estudio de la relación que tiene, tanto la velocidad de impacto como el área deslaminada, en la fuerza última de rotura de compresión de la placa.

Palabras clave: LS-Dyna, deslaminacion, CFRP, MPP, SMP, escalabilidad, ensayo CAI, resistencia última a compresión.

Abstract

This project involves the simulation with the structural software LS-Dyna, of the resistance of a carbon fiber laminate under ballistic impacts study further embodiment of the laminate resistance after impact.

This first simulation model is validated to assert that the results can be extrapolated to reality. Later, it has been proceeded to do a study of the optimization of simulation time trying different configurations of parallel computing which are allowed by the software LS-Dyna. Finally, the study of post-impact strength (CAI test) for different impact velocities is performed.

In the analysis of the results the energy absorption of the fibers is shown as a function of the orientation of the same in the moment in which the compression of the laminate is made. A study of the relationship of both velocity impact and delaminated area, in the last compressive breaking strength of the plate, are also performed.

Keywords: LS-Dyna, delamination, CFRP, MPP, SMP, speedup, CAI test, ultimate compressive strength.

Índice general

1. INTRODUCCION Y OBJETIVOS	1
1.1. Introduccion	1
1.2. Objetivos	10
1.3. Estructura de la memoria.....	10
2. ANTECEDENTES.....	5
2.1. Antecedentes impacto	5
2.2 Antecedentes FEM	7
2.3 Antecedentes MPP.....	9
2.3.1 SMP	10
2.3.2 Modelo de paso de mensajes	11
2.3.3 Message passing interface (MPI)	12
2.3.4 Ventajas del uso de HP-MPI.....	13
2.3.5 Paralelizacion MPP en LS-DYNA	14
2.3.6 Costes de comunicacion	22
2.4 Antecedentes CAI.....	24
3. DESCRIPCION EXPERIMENTAL.....	29

ÍNDICE GENERAL

3.1 Materiales utilizados.....	29
3.2 Dispositivos empleados	30
3.2.1 Cañon de gas.....	30
3.2.2 Sistema de grabacion de alta velocidad	31
3.3 Ensayo de impacto.....	32
3.4 Analisis de daño	32
3.5 Ensayo CAI	34
4. MODELO NUMÉRICO.....	36
4.1 Introducción.....	36
4.2 Dimensiones y mallado.....	37
4.3 Cargas, condiciones de contorno y contacto.....	39
4.4 Materiales	41
4.4.1 Criterio de daño.....	42
4.4.2 Criterio de eliminacion de elementos	45
4.5 Interaccion cohesiva	45
5. ANALISIS Y RESULTADOS	49
5.1 Introducción.....	49
5.2 Validación del modelo numerico	50
5.2.1 Velocidad residual	50
5.2.2 Area deslaminada	52
5.3 Estudio SMP/MPP	53
5.4 Simulación test CAI	73
6. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	82
6.1 Resumen y conclusiones	82
6.2 Trabajos futuros	85
7. REFERENCIAS.....	87

Indice de figuras

Figura1	Esquema funcionamiento SMP	11
Figura2	Esquema funcionamiento MPP	15
Figura3	Comparación groupable con sistema tradicional.....	22
Figura4	Fijaciones del dispositivo con el que se realiza el CAI	26
Figura5	Esquema conceptual del funcionamiento del CAI.....	26
Figura6	Cañón de gas utilizado en el test experimental.	30
Figura7	Secuencia de imágenes de un impacto realizado en los ensayos experimentales.	32
Figura8	Imagen del fallo por deslaminación de una lámina tejida por un impacto por encima del límite balístico.	34
Figura9	Diseño esfera	38

Figura10	Diseño esfera y placa.....	39
Figura11	Esquema instrumentación CAI	41
Figura12	Tensiones ultimas en función del ángulo de la carga uniaxial a la que es sometido el laminado.	44
Figura13	Ley combinada del modo tracción-separación utilizada por el elemento cohesivo.	48
Figura14	Resultados de la velocidad residual del proyectil frente a la velocidad inicial en los modelos numérico y experimental.....	51
Figura15	Resultados del área deslaminada frente a la velocidad inicial en los modelos numérico y experimental.	52
Figura16	Repartición automática	55
Figura17	Repartición 2	56
Figura18	Repartición 3	57
Figura19	Repartición 4	58
Figura20	Repartición 5	59
Figura21	Repartición 6	60
Figura22	Repartición 7	61
Figura23	Repartición 8	62
Figura24	Repartición 9	63
Figura25	Repartición 10	64
Figura26	Escalabilidad para 1, 2 y 4 procesadores.....	70
Figura27	Histograma de los tiempos de cálculo para 1, 2, 4, 8 y 16 procesadores.	72
Figura28	Escalabilidad para 1, 2, 4, 8 y 16 procesadores.....	72
Figura29	Evolucion de la energía cinetica	75
Figura30	Evolución energía interna.....	76

INDICE DE FIGURAS

Figura31	Desglose de energía interna por capas	77
Figura32	Instante de la rotura de la placa por compresión	78
Figura33	Fuerza ultima de compresión frente a velocidad de impacto.....	79
Figura34	Fuerza ultima de compresión frente a área deslaminada.....	80

1. Introducción y objetivos

1.1 Introduccion

La utilización de materiales compuestos en las últimas décadas ha aumentado considerablemente causado por el gran uso que se les está dando especialmente en el sector aeroespacial debido a que poseen unas propiedades estructurales, como son la relación rigidez-peso y resistencia-peso, más altas que las de los materiales metálicos [1].

Sin embargo, los laminados compuestos tienen baja resistencia bajo carga perpendicular al plano transversal, como pueden ser los impactos, lo que puede reducir significativamente sus propiedades mecánicas [2]. Como ejemplos de este tipo de problemas se pueden citar impactos en el tanque de combustible en las alas durante el vuelo, despegue y aterrizaje, los choques con aves [3] o granizo [4], otros tipos de proyectiles que pueden afectar también a estructuras de aviones de combate como proyectiles o fragmentos debido a explosiones de granadas u otros explosivos [5]. Por consiguiente, en el diseño de las estructuras en material compuesto, es esencial definir un cierto nivel de tolerancia al daño. La tolerancia al daño tiene como objetivo que, con alto nivel de fatiga, o con un daño accidental ocurrido dentro de la vida operativa de la aeronave, la estructura dañada pueda soportar cargas de trabajo habituales sin fallo o deformación estructural excesiva hasta que el daño se detecta [6].

La filosofía de tolerancia al daño se introdujo a finales de los años 70 para estructuras de aeronaves [7]; [8]. Sin embargo, en los sectores espacial y militar, el concepto tolerancia al daño se ha introducido recientemente [6], por lo que aún es necesario seguir una línea de investigación en este aspecto para poder así aprovechar al máximo las propiedades estructurales de este tipo de material.

INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

Los impactos de baja velocidad a pesar de que, en ocasiones, no llegan a atravesar la superficie de la estructura impactada, pueden llegar a causar grandes daños, debido a que, producen una deslaminación de la placa, lo que puede implicar grietas internas únicas, o múltiples, en paralelo a la superficie de la estructura o componente [9].

La tolerancia al daño en los laminados se estudia, por lo general, mediante la determinación del efecto de diferentes energías de impacto en su resistencia residual mediante la compresión de la probeta, en el plano paralelo al laminado, después de la prueba de impacto (CAI). El ensayo consta de dos pasos: en el primero, la muestra se somete a impacto transversal de baja energía que genera un cierto grado de daño en el interior del laminado, a continuación, la muestra dañada se somete a un ensayo de compresión para determinar su resistencia residual [10].

Debido a la gran cantidad de instrumentos, probetas, tiempo y dinero que requieren este tipo de estudios experimentales, en las últimas décadas se ha desarrollado un nuevo campo de investigación basado en el cálculo y simulación de estos ensayos mediante análisis matemáticos (método de elementos finitos) por el cual, con la ayuda de programas de simulación computacional, se han conseguido resultados bastante parejos a los obtenidos en las pruebas experimentales.

El MEF (método de elementos finitos) es un método de resolución de problemas estructurales muy importante debido a su gran utilidad a la hora de resolver problemas complejos. Es una herramienta de cálculo muy potente. A pesar de todo ello es un método que no ofrece una solución “exacta” del problema, sino que, se obtiene una aproximación más o menos precisa dependiendo de la exactitud que se quiera o se pueda obtener [11].

Este tipo de resolución de problemas resulta muy útil. Sin embargo, uno de los inconvenientes que tienes es que, a medida que el problema a tratar es mayor, o se requiere más precisión en la solución, es necesaria una mayor capacidad de cálculo. Con la aparición del análisis computacional aplicado a la resolución de este tipo de problemas, gracias a las mejoras de tiempo y prestaciones obtenidos

en este tipo de cálculo en comparación a métodos anteriores, ha cobrado especial importancia la resolución de casos complejos que requieren gran potencia computacional, por lo que se ha convertido en una prioridad el mejorar los tiempos de computación a la hora de resolver grandes problemas.

Gracias a las grandes mejoras de tiempo de cálculo y precisión en la resolución de problemas mediante este método, ha cobrado especial importancia el estudio de casos cada vez más complejos que requieren gran potencia computacional.

Tanto es así, que actualmente uno de los objetivos de las grandes empresas a la hora de optimizar sus recursos es el de disminuir al máximo el tiempo de cálculo en grandes simulaciones, con el ahorro de costes y aumento de productividad que ello supone.

Para abordar este tipo de fenómenos, es necesario emplear modelos constitutivos que sean robustos y eficientes desde el punto de vista computacional. Asimismo, la modelización de estos problemas lleva asociada, entre otras dificultades, las inherentes al propio tratamiento del problema [12].

1.2 Objetivos

El objetivo principal de este proyecto es, mediante el software de cálculo estructural LS-Dyna, realizar una simulación de compresión de un laminado de CFRP después de recibir el impacto de un proyectil a diferentes velocidades.

Para ello será necesario validar el modelo mediante una correlación con un ensayo de impacto experimental realizado con anterioridad.

Debido al elevado coste computacional que requiere realizar dicho estudio, se realizara un estudio de optimización de tiempos de cálculo, el cual, servirá como ayuda a la hora de intentar aumentar el rendimiento en el procesado de información en el cálculo. Además este análisis podrá servir como ejemplo de

INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

optimización para simulaciones futuras que también requieran gran cantidad de cálculo.

Posteriormente se procederá a la realización de un ensayo CAI (compression after impact) en el que se analizará la resistencia residual de la placa después del impacto.

1.3 Estructura de la memoria

Para facilitar el seguimiento de la memoria, a continuación se hará una breve explicación del procedimiento a seguir.

1. Primero, se realizara una correlación del modelo con un ensayo experimental realizado, para validar los resultados que se obtendrán en el estudio final.
2. Una vez correlado el modelo, se hará un estudio de optimización de tiempos de cálculo probando diferentes configuraciones de asignación de información, en paralelo, a los diferentes procesadores usados a la hora de realizar simulación.
3. Finalmente se realizara un análisis estructural mediante el estudio de las energías residuales obtenidas en el ensayo de compresión de la placa después de sufrir el impacto de un proyectil.

2. Antecedentes

2.1 Antecedentes Impacto

A partir de los años 60 se comenzaron a realizar estudios experimentales sobre el comportamiento de CFRP (carbon fiber reinforced polymer) ante cargas dinámicas o de impacto, principalmente, para poder conocer las propiedades de este tipo de material en aplicaciones aeronáuticas y espaciales. Desde entonces, multitud de experimentos han sido realizados con el fin de obtener un mejor concepto del comportamiento de este material ante casos de impacto. Estudios como el realizado por *P.V. Bland et al.*[13] muestran este comportamiento con estudios empíricos con impactos a diferentes velocidades y con diferentes proyectiles que a posteriori pueden servir como modelos de comparación a la hora de realizar análisis numéricos del comportamiento del CFRP. A medida que ha pasado el tiempo, se han definido nuevas teorías del comportamiento de este tipo de material, por ello, se ha desarrollado una línea de investigación relacionada con la validación de estas nuevas teorías y modelos predictivos de comportamiento.

Muestra de ello es el estudio realizado en 1995 por *C. T. SUNT et al* [14] en el que realizan un estudio matemático para la predicción de las diferentes velocidades residuales de impacto resultantes después de producirse el impacto. Para ello compararon los resultados analíticos con datos experimentales obtenidos con diferentes placas y diferentes proyectiles para poder validar su modelo numérico. Otro caso de estudio analítico para la predicción de impactos en CFRP's es el de *J. K. Chen, et al* [15] en la que, usando un modelo SPH (smoothed particle hydrodynamics), que consiste en la resolución de problemas mediante un método lagrangiano, junto con el uso de un modelo de material anisotrópico, se demuestra que, la simulación con SPH puede ser viable para la predicción del comportamiento de materiales compuestos formados por fibra de carbono sujetas a cargas dinámicas. En España también se han realizado trabajos en este campo,

ANTECEDENTES

como ejemplo de ello está el trabajo realizado por *J. López-Puente et al.* [16] en el que se realiza un estudio analítico del impacto a alta velocidad de un proyectil contra una placa de CFRP fabricada en forma de tejido estudiando la absorción de la energía de impacto, se llega a obtener una buena correlación entre datos analíticos y experimentales, dando por válida la predicción hecha en dicho estudio. Además también en ese estudio se realiza una aproximación numérica a las velocidades residuales a diferentes velocidades de impacto.

No solo se han hecho ensayos experimentales para poder validar nuevas teorías en este campo, sino que con el objetivo de extrapolar pequeños estudios a casos reales, la diversidad de trabajos realizados abarca multitud de áreas de investigación. Muestra de ello es el experimento realizado por *M.A. Will, et al* [17] en el que mediante varios casos de impacto en estructuras tubulares con diferente secuencia de apilación, estudian la influencia de fenómenos como la deslaminación y el fallo por cortante en la rotura del material. También, en ese mismo trabajo, fue realizado un estudio energético de la absorción del impacto o un análisis del límite balístico de las diferentes estructuras usadas. Otro ejemplo es el de *G. Caprino et al.* [18], realizado en 2006, en el que analizan el área de deslaminación producida por el impacto de diferentes esferas a diferentes velocidades en diferentes tipos de laminado. También se han realizado estudios en los que se ha mostrado la evolución de la fuerza de impacto en el laminado a lo largo del tiempo, definiendo los cambios sufridos en este tipo de fuerzas debidas al impacto [19]. Otro parámetro influyente en el estudio del comportamiento de este material, es la influencia de la temperatura en las propiedades del material. Estudios realizados por *J. López-Puente et al.* [20] en 2002 y por *T. Gómez-del Río et al.* [1] en 2005 muestran en detalle la variación en las propiedades de CFRP en ambientes de baja temperatura, lo que provoca que el daño cambie con respecto a un ensayo realizado a temperatura ambiente. Por ultimo en el apartado de estudios experimentales, cabe destacar el realizado por *J. López-Puente et al.* [5] en 2008 en el que se estudia la influencia de diferentes velocidades de impacto en parámetros como la velocidad residual después del impacto y el área de

deslaminación con dos trayectorias diferentes. Una perpendicular a la placa y otra con un ángulo de 45°.

2.2 Antecedentes FEM

Un gran avance en la resolución analítica de problemas estructurales fue el de la creación del cálculo por elementos finitos, el cual, mediante el uso de métodos numéricos (funciones matemáticas, elementos geométricos simples y una serie de hipótesis y suposiciones), permite obtener aproximaciones bastante precisas del caso real que se estudia. Este hecho, junto con el avance en las ciencias de la computación desde los años 60 en adelante, ha permitido desarrollar programas capaces de resolver problemas tridimensionales, no-lineales y problemas de muchas otras áreas distintas al análisis estructural, tales como el comportamiento de los fluidos, la transferencia de calor, análisis de campos eléctricos y magnéticos, robótica, ciencias médicas etc.

En concreto el programa utilizado para realizar todas las simulaciones de este proyecto permite ser usado también en las aplicaciones anteriormente citadas. Entre todos los parámetros de uso posibles, el programa incluye la simulación de estructuras de CFRP. Han sido realizados estudios meramente estructurales, sin aplicaciones directa, como el caso de *Bonnie Wade et al.* [21] en el que se estudia en detalle los modos de comportamiento y fallo del material ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE (proporcionado por LS-Dyna y usado en este proyecto), material ortótropo con diferentes tipos de daño dependiendo de la orientación de sus fibras, o el estudio sobre pandeo en placas de fibra de carbono realizado por *Zheng Zhang et al.*[22], en el que se realiza un estudio del comportamiento de 3 placas de diferente espesor sometidas a condiciones de pandeo a diferentes velocidades y con diversas condiciones de contorno. Otros estudios publicados, muestran correlaciones con experimentos reales mediante diferentes métodos de cálculo, como el de *Marco Anghileri et al.* [23] donde se desarrollan 3 modelos de estudio del impacto de granizo en el fuselaje de un avión

ANTECEDENTES

hecho de CFRP, los modelos usados son FE, ALE y SPH, comparando los resultados analíticos con estudios experimentales y estudiando el tiempo de computo llegan a la conclusión de que el SPH es el mejor método para usar en estas simulaciones.

También hay estudios con aplicaciones directas en las que el objetivo principal es el de simular un caso experimental para validarlo y poder realizar posteriores simulaciones sin necesidad de tener que recurrir a experimentos reales como puede ser el caso de simulación de cargas sufridas por pequeñas partes de grandes estructuras, debido a que, al tener distintos tamaños, estar fabricadas de diferentes materiales y sufrir diferentes tipos de estado tensional, en ocasiones resulta más sencillo realizar un estudio separado antes que simular el caso de una sola vez. Un ejemplo de esta técnica es la usada por *Sivakumara K. Krishnamoorthy et al.* [24], en el que se simula el comportamiento de piezas de un coche hechas de fibra de carbono. Para ello, compara las diferentes situaciones sufridas por piezas idénticas que han sido definidas con dos de los materiales disponibles en LS-DYNA para poder validar el experimento para posteriores simulaciones. Otro caso similar al anterior descrito es el de *Paolo Feraboli et al.* [25] en el que simula el comportamiento ante compresión de una pieza de CFRP con forma ondulada, comparando casos en los que cambian las propiedades de resistencia y deformación a rotura del material. *Y. Duan et al.* [26] estudian la influencia del coeficiente de rozamiento en un caso de impacto a alta velocidad de una esfera metálica contra un compuesto de CFRP fabricado en forma de tejido.

Otros casos de simulaciones de FEM con LS-DYNA han sido, por ejemplo el realizado por *H.M. Elsanadedy et al.* [27] donde compara un caso de explosión de diferentes masas de TNT a diferentes distancias de una columna de cemento, con otro idéntico, pero con refuerzo de CFRP en la columna, mejorando así las propiedades resistentes de la columna ante la explosión de las diferentes cargas de TNT.

2.3 Antecedentes MPP

El intercambio de información en procesos de computación ha ido cobrando cada vez mayor importancia debido al incremento de la carga de trabajo realizada por el conjunto de procesadores a la hora de realizar grandes cálculos.

En un principio, se estableció un modelo de paralelización de intercambio de información estándar (SMP) en el que, a pesar de que la conexión de cada procesador se hacía de forma independiente, el espacio de memoria era compartido.

Con el tiempo se comenzó a usar otro tipo de envío y recepción de datos en el que tanto las conexiones como la memoria funcionaban de forma independiente entre procesados. Para ello, se creó un modelo estándar de funcionamiento (MPI) que, junto con la ayuda de una biblioteca de protocolos de interconexión automatizada (HP-MPI), permite al usuario trabajar con un modelo de paralelización con una menor dependencia entre procesadores que con una configuración SMP. Este nuevo modelo de trabajo es conocido como MPP, el cual, analizando parámetros como tiempos de cálculo y escalabilidad, donde por escalabilidad se entiende como la relación entre el tiempo de computación real (para un conjunto dado de cpu's) y el que se tendría en el caso ideal en el que el tiempo de intercambio de información entre cpu's fuera nulo, será usado en este proyecto para realizar un estudio de optimización de tiempos de cálculo.

El cálculo numérico de LS-DYNA es un proceso iterativo, lo que inevitablemente provoca una mayor acumulación de errores de redondeo a medida que aumenta el tiempo de simulación. Para abordar eficazmente el problema de tiempo de cálculo a largo plazo, requiere esfuerzos por parte de las empresas de informática, el desarrollador de software (LSTC), y el usuario LS-DYNA. En primer lugar, las empresas de informática deben seguir produciendo nuevas máquinas que sean rentables y obtener mejores resultados. En segundo lugar, LSTC debe optimizar el código. En tercer lugar, el usuario LS-DYNA debe hacer una buena repartición de las partes del problema entre procesadores y saber gestionarlos de manera inteligente. Es evidente que, en cada una de las tres partes, los factores que afectan a LS-DYNA tienen que ser investigados y comprendidos tanto por el usuario como por el fabricante.

A continuación se presentan las diferentes formas de paralelización en las que está implementado el código FEM comercial LS-dyna.

2.3.1 SMP

La primera versión multi-procesador de LS-DYNA fue la SMP (shared memory parallel), esta aplicación ya estaba disponible en el CRAY Y-MP en 1989 [31]. Posteriormente se ha llevado SMP LS-DYNA a las plataformas y arquitecturas de ordenadores que van desde los superordenadores de alta gama, a los servidores basados en RISC o a las máquinas de bajo coste basadas en productos básicos de microprocesadores [31].

En SMP hay varios inconvenientes que causan un alejamiento de la escala ideal a la hora de realizar los cálculos del problema. El principal de ellos, es el hecho de que sólo un cierto número de los bucles del código son capaces de ejecutarse en paralelo. Incluso para estos bucles que se ejecutan en paralelo, no hay un tiempo de inicio donde se divide el trabajo entre los diversos procesadores, sino que, antes de comenzar con un bucle nuevo, cada procesador ha de acceder a la memoria compartida, añadiendo sobrecarga al sistema (Figura 1). Finalmente, a pesar de que el trabajo se haya programado lo más uniformemente posible, el desequilibrio de carga entre los procesadores se traduce en que algunos procesadores completen su parte del trabajo, en un bucle, antes que al resto, por lo que se tiene que esperar al resto de procesadores antes de que la máquina pueda avanzar a la siguiente sección del código LS-DYNA.

Debido a todos estos factores, el rendimiento SMP paralelo es limitado. Si bien los expertos del equipo de desarrollo LSTC y los distintos fabricantes de hardware de computadoras diferentes, trabajan continuamente mejorando el rendimiento del SMP, la escalabilidad más allá de 6 u 8 procesadores no es muy efectiva y no se utiliza muy a menudo en un entorno de producción [32,33].

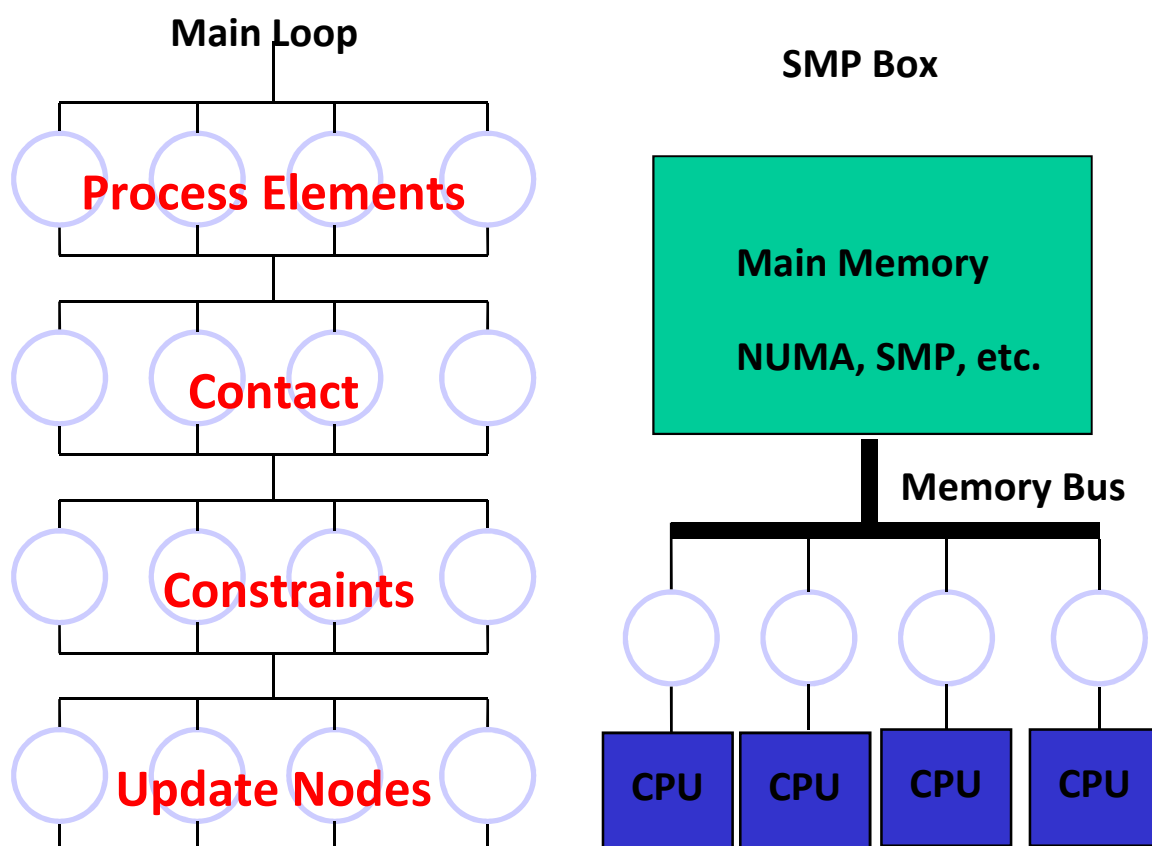


Figura1 Esquema funcionamiento SMP

2.3.2 MODELO DE PASO DE MENSAJES

Los métodos de paralelización generalmente se clasifican por la cantidad de memoria que se utiliza. En el modelo de memoria compartida (modelo standard o SMP) cada proceso accede a una dirección compartida en el espacio de memoria, mientras que en el modelo de paso de mensajes de una aplicación se ejecuta como una colección de procesos autónomos, cada uno con su propia memoria local [28].

En el modelo de paso de mensajes o Message Passing Interface (MPI), los procesos realizados se comunican con otros procesos mediante el envío y recepción de

ANTECEDENTES

mensajes. Cuando se transfieren datos en un mensaje, los procesos de envío y recepción entre computadores deben trabajar para transferir los datos desde la memoria local de uno a la memoria local del otro (comunicación entre procesadores).

Como se describe en el manual de usuario de HP-MPI [28], en 1994, representantes de la industria de la computación, laboratorios gubernamentales y el mundo académico desarrollaron una especificación estándar para interfaces, una librería de rutinas de paso de mensajes. Este estándar se conoce como MPI 1.0 (MPI: Message passing interface). Desde esta primera versión estándar, se han producido la 1.1 (junio de 1995), 1.2 (julio de 1997), y 2.0 (julio de 1997). Las versiones 1.1 y 1.2 y corrigen los errores de MPI 1.0. MPI 2.0 añade nuevas funcionalidades a MPI1.2. <http://www.mpi-forum.org>.

MPI 1.0 asegura el cumplimiento de conformidad con MPI 1.2. El uso de MPI 1.2 asegura el cumplimiento de MPI 2.0. La compatibilidad hacia adelante se conserva en el estándar. Es decir, un programa válido para MPI 1,0 es válido para un programa MPI 1,2 y válido para un programa MPI 2.0.

2.3.3 Message Passing Interface (MPI)

MPP LS-DYNA es una aplicación basada en Message Passing Interface (MPI). El rendimiento de MPP LS-DYNA en un conjunto de computadoras conectadas o clúster, es función de los tiempos de cálculo y de comunicación. El tiempo de comunicación en MPP LS-DYNA está determinado principalmente por la latencia de la interconexión del clúster. Es decir, el tiempo que se tarda en pasar información de un ordenador a otro, dentro de un clúster. En la actualidad, diversas interconexiones y parámetros que controlan esta latencia son ofrecidos por los proveedores de la interconexión. Aunque las implementaciones de MPI son proporcionados por los fabricantes, cada una de sus implementaciones es única y no portátil debido a que cada interconexión tiene una única interfaz. Por esta razón, LSTC se vio obligado a construir y probar MPP LS-DYNA con varias

implementaciones diferentes MPI en la misma plataforma de hardware, lo que se ha traducido en un aumento en la carga de cómputo para LSTC [29]. HP-MPI se inventó para ayudar a resolver esta dificultad en el apoyo de diversas interconexiones de MPP LS-DYNA, así como otras aplicaciones de MPI [28].

2.3.4 Ventajas de uso de HP-MPI

Desde su inicio, HP-MPI ha sido diseñado para conseguir una mayor facilidad en su uso, por lo que es capaz de ofrecer muchas ventajas a los usuarios de MPP LS-DYNA.

Las principales ventajas del uso de HP-MPI son [30]:

1. Un único MPP LS-DYNA ejecutable para todos los protocolos de interconexión compatibles: HP-MPI es una biblioteca compartida en cada plataforma y cuenta con un mecanismo para seleccionar los protocolos de interconexión de forma automática. Como resultado, HP-MPI permite a LSTC construir un único MPP LS-DYNA ejecutable que funciona en todos los protocolos de interconexión. La selección del protocolo en el MPP-LS-DYNA / HP-MPI no es más que una opción en el comando mpirun.
2. Una interfaz de usuario única para todas las plataformas y protocolos de interconexión: HP-MPI se construye con un único código fuente para todas las arquitecturas de ordenadores y sistemas operativos. Como resultado, los usuarios de HP-MPI utilizan el mismo interfaz de usuario para ejecutar MPP LS-DYNA independientemente del tipo de arquitecturas de ordenadores o sistemas operativos.
3. Acceso a programas de pruebas: Para probar la integridad de los datos y el ancho de banda que se presenta en HP-MPI, se usa un pequeño programa de pruebas que asegura la funcionalidad de la aplicación. Actualmente se están desarrollando más programas de pruebas para futuras mejoras de HP-MPI.

ANTECEDENTES

4. Herramientas de gestión del clúster para los usuarios: Se están desarrollando herramientas que permitan a los usuarios utilizar una configuración de clúster con una mayor eficacia.

5. Requisitos de los usuarios para obtener la licencia HP-MPI: HP-MPI tiene la licencia integrada en MPP LS-DYNA, y por lo tanto, los usuarios no necesitan tener licencia para poder usar HP-MPI.

2.3.5 Paralelización MPP en LS-DYNA

Durante cada paso de tiempo, cada procesador obtiene la solución de su propio dominio hasta el final de ese paso del tiempo. Este proceso es independiente de todos los otros dominios, por lo que es altamente paralelizable. Sin embargo, antes de que el trabajo en el próximo paso del tiempo pueda empezar, se debe comunicar el estado de la solución a los dominios vecinos para relacionar la información procesada. Una vez que esta comunicación se ha completado, comienza la solución de la siguiente fase.

Es evidente que un conjunto bien seleccionado de dominios MPP LS-DYNA puede influir en el rendimiento. El balance de carga entre los dominios se logra asegurándose de que cada dominio tenga una cantidad igual de trabajo requerido en cada paso de tiempo. Esto es, por supuesto, más complicado que sólo dividiendo el número total de elementos en el modelo en grupos con el mismo número de elementos. El coste computacional de los diferentes tipos de elementos y materiales es un factor que complica el balance de carga. Además, el tiempo de procesamiento en el contacto de las diferentes partes también tiene una gran influencia en el coste de cómputo. El coste relativo de comunicación entre procesadores también es importante. Si los dominios están mal establecidos, se podrían requerir grandes cantidades de intercambio de información entre los dominios, lo que disminuiría el rendimiento del proceso.

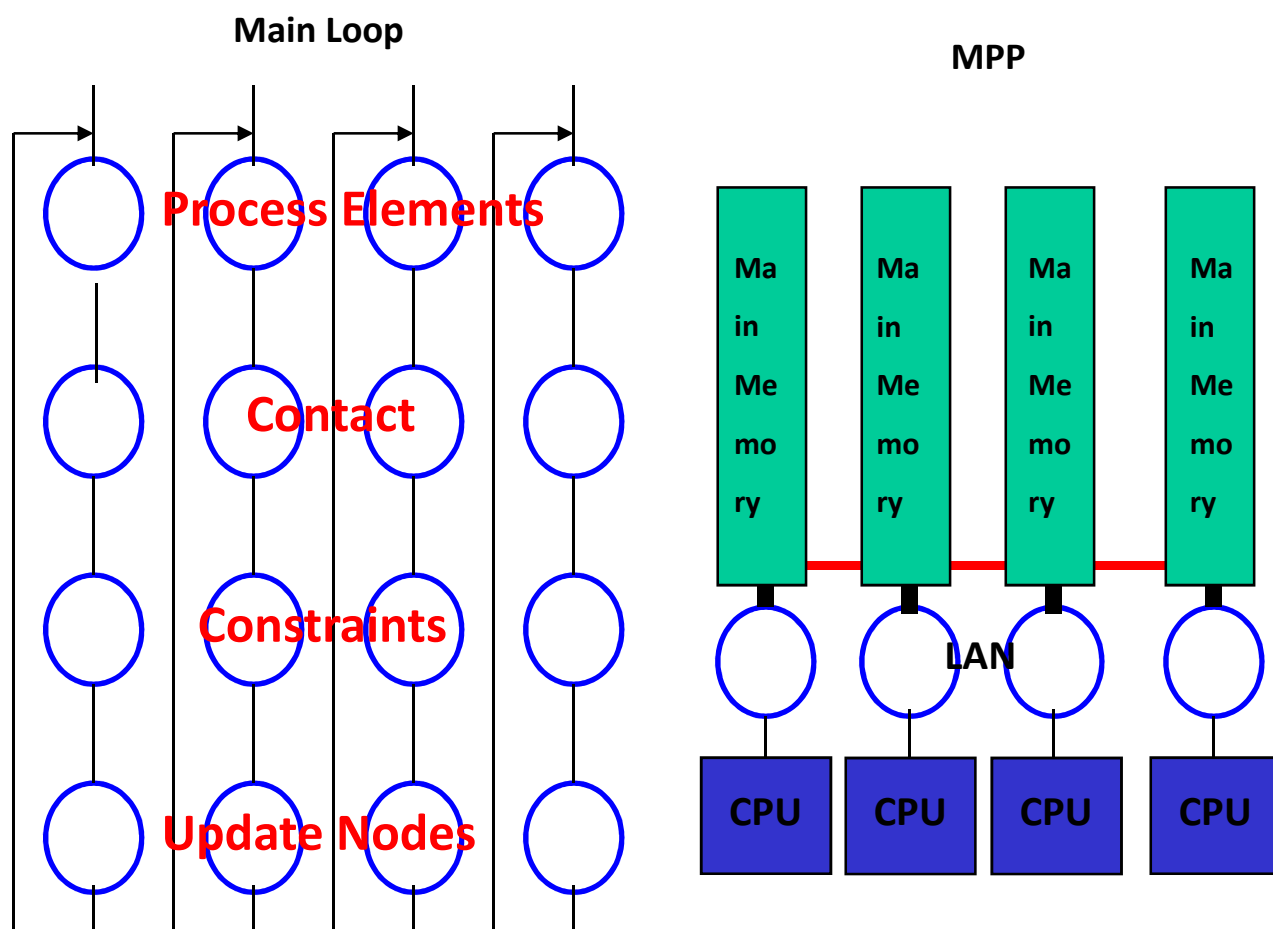


Figura2 Esquema funcionamiento MPP

La comunicación y el balance de carga en MPI pueden ser controlados por el usuario final. Tal y como se muestra en la Figura 2, durante la fase de inicialización del código MPI, el modelo se divide en varios dominios, la disposición de estos dominios produce cambios en la cantidad de comunicación necesaria para poner en contacto los dominios. La inicialización también influye en el desequilibrio del balance de carga entre dominios. [33]

El software LS-DYNA, permite asignar a cada procesador las zonas de cálculo del problema mediante el archivo de entrada pfile, en el cual, el usuario especifica la descomposición seleccionada para cada procesador:

ANTECEDENTES

Pfile contiene parámetros específicos de MPP que afectan a la ejecución del programa. El archivo está dividido en secciones con varias opciones en cada sección. La sección en la que se asigna las zonas y métodos de cálculo del problema es la *section decomposition*, que abarca todas las opciones específicas para la descomposición del problema. [35]

El problema se aborda mediante un conjunto de funciones de transformación que son aplicadas al modelo antes de la descomposición. El resultado es la asignación de regiones de cálculo, en el modelo, a los diferentes procesadores. Como consecuencia de esta transformación, la nueva configuración es enviada al algoritmo de descomposición. Los dominios resultantes son enviados de vuelta y representados en el modelo inicial.

Además, se puede definir el tipo de descomposición que se quiere realizar en las diferentes partes definidas. La forma general para definir este tipo de descomposición especial sería la siguiente:

- Decomposition{
 Region{<región específica> < transformación> <agrupamiento>}
 Region{<región específica> < transformación> <agrupamiento>}
 <Transformación>
}

Donde la región específica son combinaciones lógicas de box, sphere, cylinder, parts y silist. Las transformaciones son sx, sy, sz, rx, ry, rz, c2r, s2r, 3vec y mat, que serán explicadas a continuación. La porción del modelo que coincide con la primera región será descompuesto según la transformación dada. La parte del modelo coincidente con la segunda región será tratada acorde a la segunda

transformación, y finalmente el resto del modelo será tratado acorde a la transformación final. Pueden definirse tantas regiones como se quiera, incluyendo 0. Pueden definirse tantas transformaciones como se quiera que sean aplicadas a cada región en el orden dado.

Las regiones específicas son:

- Box xmin xmax ymin ymax zmin zmax

Se define una caja con las extensiones definidas.

- Sphere xc yc zc r

Esfera centrada en (xc, yc, zc) con radio r. si r es negativo se considerara como infinito.

- Cylinder xc yc zc ax ay az r d

Cilindro centrado en (xc,yc, zc) con radio r, con eje en la dirección (ax, ay, az) una distancia d. si d es 0 el cilindro es infinito en ambas direcciones.

- Parts n1, n2, n3, n4...

Todas las partes cuyas referencias coincidan con alguno de los valores definidos serán incluidos en la región. Pueden definirse tantas partes como se quiera.

- Silist n1, n2, n3, n4...

Todos los elementos pertenecientes a un contacto cuya referencia coincida con alguno de los valores definidos están incluidos en la región.

Mediante la asignación de las superficies de contacto más importantes en silist, MPI LS-DYNA hará la primera partición de los elementos asociados a las interfaces, y luego seguirá con el resto de los elementos.

Transformaciones posibles:

- Sx

División en el eje x un valor t.

ANTECEDENTES

- Sy

División en el eje y un valor t.

- Sz

División en el eje z un valor t.

- Rx

Rotación alrededor del eje x t grados

- Ry

Rotación alrededor del eje y t grados

- Rz

Rotación alrededor del eje z t grados

- Mat m11 m12 m13 m21 m22 m23 m31 m32 m33

Transforma las coordenadas en función de la matriz de multiplicación:

Transformada

Original

$$\begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m11 & m12 & m13 \\ m21 & m22 & m23 \\ m31 & m32 & m33 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}$$

- 3vec v11 v12 v13 v21 v22 v23 v31 v32 v33

Transforma las coordenadas por la inversa de la traspuesta de la matriz:

Original

Transformada

$$\begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} v11 & v12 & v13 \\ v21 & v22 & v23 \\ v31 & v32 & v33 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}$$

Básicamente se trata de una matriz de cambio de base, con la que se obtendría una repartición en función de los nuevos ejes definidos con la matriz definida.

- C2R x0 y0 z0 vx1 vy1 vz1 vx2 vy2 vz2

Se produce una transformación a un sistema en coordenadas cilíndricas con origen en (x_0, y_0, z_0) , cilindro con eje (v_{x1}, v_{y1}, v_{z1}) y $\theta=0$ según el vector (v_{x2}, v_{y2}, v_{z2}) .

El objetivo es crear una descomposición de dominios en cubos en coordenadas cilíndricas: serían porciones de celdas cilíndricas. La transformación sería:

Nuevos (x, y, z) = coordenadas cilíndricas (r, θ, z)

Conocer la disposición de las coordenadas es importante para saber combinar las transformaciones.

- S2R $x_0 y_0 z_0 v_{x1} v_{y1} v_{z1} v_{x2} v_{y2} v_{z2}$

Igual que el caso anterior, pero en coordenadas esféricas. El vector (v_{x1}, v_{y1}, v_{z1}) es el correspondiente al ángulo $\phi=0$.

Nuevos (x, y, z) = coordenadas esféricas (ρ, θ, ϕ)

Agrupamientos:

- Lumped

Asigna todos los elementos de la región a un solo procesador. Si esta opción no se aplica, los elementos de la región se distribuirán entre todos los procesadores. Esta opción puede ser activada o no, en cada región, a elección del usuario.

Para las descomposiciones realizadas en este proyecto, no se han usado parámetros de transformación, sino que se han delimitado las zonas de cálculo de cada procesador mediante la definición de las regiones asignadas a cada CPU. La razón principal es que debido a la simetría del problema y al número limitado de

ANTECEDENTES

procesadores, muchas de las transformaciones no iban a mejorar los resultados obtenidos, además que muchas de ellas coincidirían con las zonas ya definidas por las regiones.

Para mejorar los tiempos de comunicación y así mejorar la escalabilidad se han desarrollado nuevos algoritmos de contacto de MPP-DYNA para abordar esta cuestión, los llamados *groupable* o rutinas de contacto. ("Agrupables", ya que se pueden agrupar para su procesamiento.) Con el fin de dar una idea de cómo los contactos agrupables se diferencian de los algoritmos de contacto tradicionales en MPP -DYNA, a continuación se muestra cómo funciona el algoritmo *groupable*, en comparación al modelo MPP por defecto.

- Modelo standard MPP:

Bucle sobre contactos

 Enviar/recibir información nodal para el contacto

 Realizar cálculos del contacto

 Enviar/recibir resultados

Fin bucle

- Groupable:

Bucle sobre contactos

 Agrupar información nodal para el contacto

Fin bucle

Enviar/recibir información nodal para el contacto

Bucle sobre contactos

Realizar cálculos del contacto

Fin bucle

Enviar/recibir resultados

Esto tiene dos ventajas principales:

En primer lugar, la sobrecarga de comunicación se reduce. En lugar de enviar un mensaje independiente para cada contacto compartido por dos procesadores, todos los datos relevantes se empaquetan y se envían en un solo mensaje.

En segundo lugar, los cálculos del contacto se realizan enteramente en paralelo, sin interrupción debido a la comunicación. Puede haber algunos procesadores que tengan más trabajo que hacer que otros, por lo que en algunos se va a producir un tiempo de espera, sin embargo con este método dicho tiempo se reduce al mínimo.

El resultado final es una mejora significativa en la escalabilidad.

En la Figura 3 se pueden apreciar las mejoras de tiempo obtenidas usando el algoritmo groupable [36]:

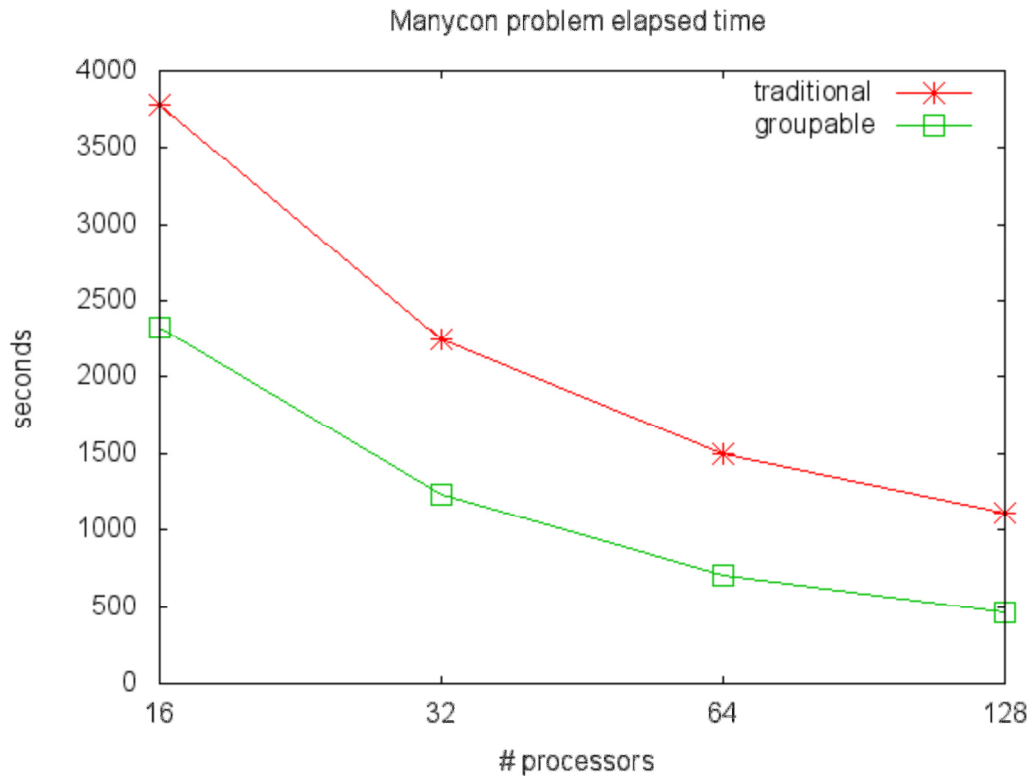


Figura3 Comparación groupable con sistema tradicional.

2.3.6 Costes de comunicación

Para ejecutar una simulación MPP LS-DYNA con N procesadores, una red de interconexión, o llamada simplemente interconexión, primero se debe establecer la colección de los N procesadores que estarán conectados durante la simulación. La interconexión se denomina clúster de N procesadores. En este trabajo en concreto los N procesadores son de las mismas características. MPP LS-DYNA comienza por la descomposición de la configuración geométrica del modelo en N sub-dominios. A cada uno de los procesadores realiza los cálculos en uno de los sub-dominios asignados, mientras tanto, los mensajes se pasan entre todos los procesadores de tal modo que se intercambian la información necesaria para resolver el caso. Sean $T1\ comput$, $T2\ comput$, ..., $TN\ comput$ el coste de cada procesador del tiempo de cómputo, y $T1\ com$, $T2\ com$, ..., $TN\ comm$ el coste de

comunicación de cada procesador. Se define el coste T_{comput} como el máximo de ($T1_{comput}$, $T2_{comput}$, ..., TN_{comput}) y el coste de la comunicación T_{com} como el máximo de ($T1_{com}$, $T2_{com}$, ..., TN_{com}), respectivamente.

Luego, el tiempo transcurrido (elapsed time) de la tarea se puede describir como:

$$T_{transcurrido} = T_{comput} + T_{com}$$

Para una descomposición dada, el coste T_{comput} cálculo es fijo. En contraste, el coste de la comunicación T_{comm} varía con las características de las interconexiones usadas [32]. Suponiendo que los N procesadores son de la misma clase, la variación de $T1_{comput}$, $T2_{comput}$, ..., TN_{comput} surge de la descomposición desequilibrada de los subdominios N . Es extremadamente difícil encontrar un algoritmo de referencia para descomponer un modelo con una descomposición equilibrada. MPP LS-DYNA proporciona características, como se documenta en el manual del software, para que los usuarios puedan seleccionar una descomposición más equilibrada que la asignada por defecto por el programa.

Hay varias opciones disponibles para particionar el modelo LS-DYNA. El método RCB (Recursive coordinate bisection) es el seleccionado por defecto y suele producir el menor tiempo de procesamiento. El método de partición se puede especificar en el archivo de partición, un archivo opcional que utiliza el MPI LS-DYNA donde el usuario puede especificar varias opciones relativas a la partición.

Una de los parámetros principales para medir la eficiencia de un programa ya sea bien SMP o bien MPP es la escalabilidad. Aumentar el número de procesadores utilizados en un problema debe disminuir sustancialmente el tiempo de ejecución idealmente en proporción al número de procesadores utilizados.

En concreto la escalabilidad se define como la relación de [34]:

$$Escalabilidad = \frac{Tiempo\ de\ calculo\ 1\ procesador}{Tiempo\ de\ calculo\ N\ procesadores}$$

ANTECEDENTES

En general, las escalabilidades son más pequeñas que N . Como para el trabajo de un procesador el coste de comunicación T_{comm} es cero, la escalabilidad es perfecta. Con N procesadores sólo en las condiciones poco realistas de que el coste de comunicación sea cero, es decir, $T_{comm} = 0$, y una descomposición perfectamente equilibrada, se conseguiría una escalabilidad óptima.

Este caso es imposible debido a que T_{comm} en el momento en el que hay más de un procesador es mayor que cero, además, en ocasiones puede resultar muy complejo conseguir que los tiempos de cómputo de cada procesador sean lo más parecidos posible. Sin embargo, sí que es posible realizar las modificaciones oportunas para poder conseguir que la escalabilidad sea lo más parecida a una escalabilidad ideal. Para ello será necesario que el usuario realice las modificaciones que considere oportunas para conseguir minimizar tanto el T_{comm} como para conseguir que los tiempos de computación se parezcan lo máximo posible. El modelo MPP de LS-DYNA es capaz de obtener grandes mejoras en este aspecto a través de la técnica de descomposición de dominio (explicada en el siguiente punto).

La comunicación y el balance de carga en MPI pueden ser controlados por el usuario final. Durante la fase de inicialización del código MPI, el modelo se divide en varios dominios, la disposición de estos dominios produce cambios en la cantidad de comunicación necesaria para poner en contacto los dominios. La inicialización también influye en el desequilibrio del balance de carga entre dominios.[33]

2.4 Antecedentes CAI

Uno de los principales problemas estructurales a los que se enfrenta la industria aeroespacial, es el de la resistencia de determinadas piezas de la aeronave después de sufrir un impacto (ya sea de un proyectil, granizo, algún elemento que se desprende de la aeronave...) debido a que, después del impacto, la pieza

dañada seguirá sufriendo las cargas de trabajo a las que está sometida normalmente.

Uno de los procedimientos a la hora de evaluar la resistencia residual de un laminado tras el impacto, es el ensayo conocido como CAI (compression after impact), en el que, una vez realizado el impacto sobre la placa correspondiente, se procede a la compresión de la placa para poder determinar cuál es su resistencia a compresión antes de alcanzar la rotura tras el impacto. Para que la carga no produzca pandeo en las placas de ensayo, se utilizan dispositivos de compresión especiales [37] como el expuesto en la Figura 4. El procedimiento del ensayo de compresión después de impacto consta de dos partes: la primera, consiste en el daño previo de una probeta con ayuda de una torre de caída instrumentada. En la segunda parte se realiza el ensayo de compresión estático para la medición de la resistencia residual como muestra la Figura 5.

En la realización del ensayo, una vez se ha producido el daño en la probeta en la torre de caída, dicha probeta se coloca en el aparato donde se realizará la compresión de la placa. Se deberá evitar el fallo por pandeo, ya que el objetivo es que el fallo se produzca por el aumento de deslaminación producida en el primer impacto. [10]

ANTECEDENTES

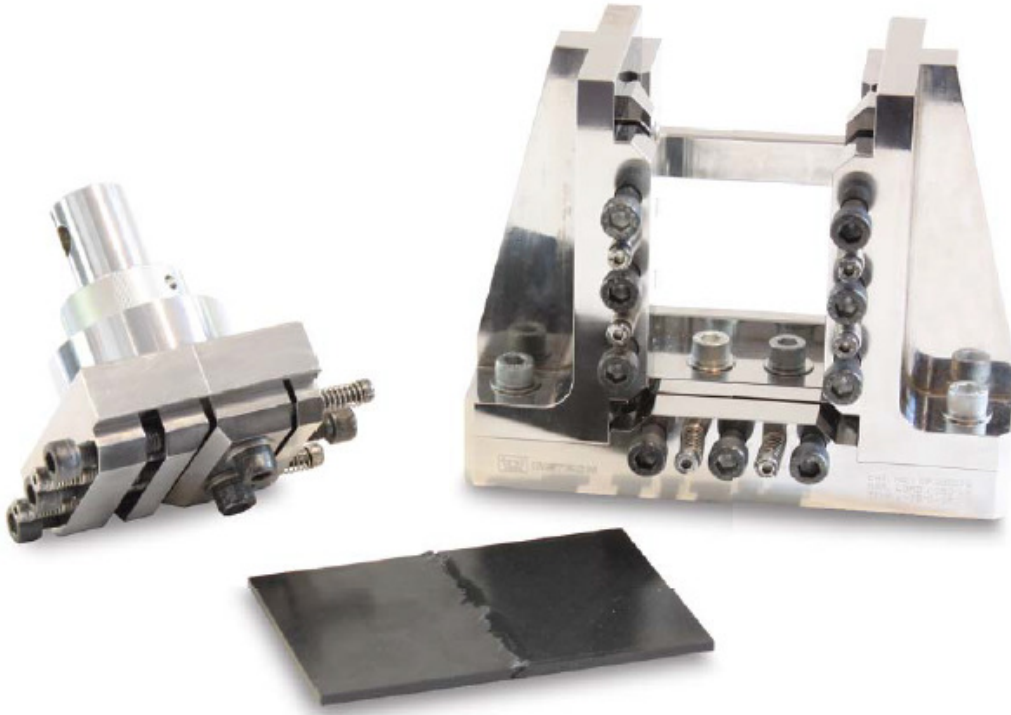


Figura4 Fijaciones del dispositivo con el que se realiza el CAI

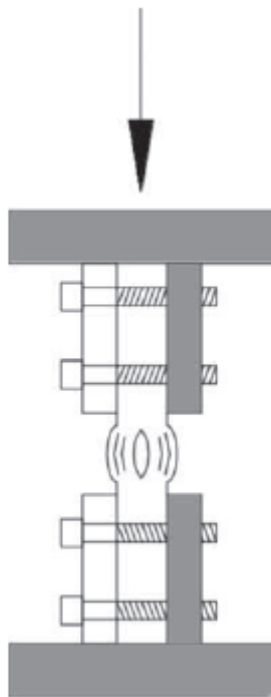


Figura5 Esquema conceptual del funcionamiento del CAI

Las pruebas CAI son consideradas como una evaluación crítica en el diseño, especialmente para las alas de los aviones, de la estructura del material

compuesto. El límite de carga a compresión se define principalmente gracias a resultados ofrecidos por el CAI en estructuras primarias de material compuesto.

Debido a la gran utilización de este tipo de ensayo, grandes empresas como Airbus [38], [39] o la American Society for testing and materials, han detallado, tanto el procedimiento, como los requerimientos que deben cumplirse a la hora de realizar el impacto (dimensiones de la placa, orientación de las fibras, máquina de ensayos de impacto necesaria para simular el impacto), así como a la hora de realizar el CAI (especificaciones que debe cumplir la máquina de ensayos en la realización del test). Las propiedades obtenidas utilizando estos métodos de ensayo pueden proporcionar una idea en lo que se refiere a la capacidad de tolerancia al daño esperado de estructuras compuestas de un material con propiedades similares como pueden ser dimensiones de la placa, secuencia de apilamiento, composición del material etc. [40]. Sin embargo, las muestras normalizadas en los estándares anteriores tienen que ser de dimensiones demasiado grandes en comparación a las usadas normalmente en la industria aeronáutica o militar (tanques de combustible, alabes de turbinas...). Por lo que en el caso de realizar un estudio CAI siguiendo alguno de los estándares anteriores no produciría resultados suficientemente aproximados a lo que sucedería en el caso real de impacto contra alguna de estas estructuras, por ello *S. Sánchez-Sáez et al.* [10] diseñaron un nuevo dispositivo de ensayo CAI para placas de menores dimensiones. Un hecho característico en este tipo de ensayos es la aparición del fenómeno de pandeo como ya demostraron *M. de Freitas et al.* [41], en el que descubrieron la aparición de dos métodos de pandeo influenciados más por el área deslaminada que por la apilación de las diferentes láminas de la placa. Para evitar este tipo de fenómeno se han definido métodos anti-pandeo como el realizado por *Gang Zhou* [42], en el que diseñaron una máquina de ensayo que evita el pandeo mediante unas guías puestas en la superficie de la placa evitando así la aparición (en parte) de este fenómeno durante la realización del CAI.

Debido al coste de material en la realización del impacto anterior al CAI, algunos estudios han desarrollado un modelo en el que se simula el impacto, realizando lo que es conocido como “agujero equivalente” en el que mediante la realización de

ANTECEDENTES

un agujero en el lugar supuesto del impacto, se simula el hueco realizado por el proyectil. Una vez se tiene la placa con el agujero, se procede al ensayo CAI. Este tipo de experimento ha sido testado y validado por *V.J. Hawyes et al.* [43]. También se han realizado estudios analíticos de predicción del comportamiento de CFRP ante ensayos CAI. Y. Xiong y C. Poon, realizaron un estudio de 3 métodos teóricos para predecir el comportamiento de una placa de fibra de carbono ante el CAI, además del desarrollo de estos 3 métodos (Point stress, max stress y Tsai Wu), realizan un estudio analítico en el que no tienen en cuenta ni los efectos de la deformación fuera del plano de compresión ni la reducción del módulo a flexión del laminado [44]. Como resultado, se obtuvo una buena predicción de las cargas residuales de compresión en comparación a los ensayos experimentales equivalentes. También se ha usado la técnica de elementos finitos para predecir el comportamiento ante un ensayo CAI como en el caso de estudio de *Giuseppe Sala* [45] donde mediante el uso del cálculo computacional simuló las propiedades de la placa después del impacto, así como el comportamiento de la misma después de la simulación de un CAI, en el que, a pesar de conseguir una buena predicción del área dañada, se observaron ciertas diferencias en la resistencia residual del laminado.

3. Description experimental

A la hora de validar el modelo de simulación, es necesario compararlo con un ensayo experimental anteriormente hecho. Para ello es esencial entender como se hizo dicho ensayo para poder caracterizar lo más fielmente posible las condiciones del ensayo en la simulación. A continuación se procederá a describir los diferentes factores y etapas en las que se realizó la prueba experimental. Para poder validar el modelo numérico realizado, se han comparado los resultados obtenidos con el test experimental realizado por Jorge López-Puente et al. en 2003.

3.1 Materiales utilizados

En este test experimental, se realizaron una serie de impactos con esferas de acero sobre paneles formados por 12 láminas de carbono/epoxi con la siguiente secuencia de apilación [+45, -45, 0, 90, 90, 0]s. El material compuesto estudiado tiene como referencia *AGP-193-PW* y es manufacturado por *Hexcel Composites*. Cada capa tiene un espesor de 0,2 mm, por lo que su espesor total es de 2,4 mm y su tamaño es de 110x110 mm². Por otro lado, el proyectil consiste en una pequeña esfera de acero, el hecho de que tenga forma esférica permite obtener idénticos resultados independientemente del cambio de posición de la esfera debido a la rotación de la misma durante el trayecto desde la boca del cañón hasta el momento del impacto. La esfera es de acero templado por lo que presenta la rigidez y resistencia suficiente para no sufrir deformación plástica en los impactos realizados. En este ensayo, se presupone un comportamiento elástico lineal por parte de la esfera. El diámetro de la esfera es de 7,5 mm y su masa es de 1,73 g.

3.2 Dispositivos empleados

3.2.1 Cañón de gas

El disparo producido en cada prueba ha sido realizado mediante un cañón de aire que lanza el proyectil gracias a una bombona de helio presurizada a 200 bares, lo que permite alcanzar velocidades de impacto de hasta 500 m/s el cual se puede apreciar en la Figura 6.



Figura6 Cañón de gas utilizado en el test experimental.

En la fase de disparo el proyectil pasa a través de una galería de $50 \times 70 \text{ m}^2$ de sección y 2 m de longitud, en la que se encuentran dos células fotoeléctricas dispuestas de tal forma que al reconocer el paso de la esfera, envían una señal a

un ordenador conectado a ellas, el cual mediante un algoritmo de cálculo muestra la velocidad de impacto.

Al final de la galería, el proyectil alcanza una cámara acorazada (de 1 m³ de tamaño) donde se encuentra la placa, que está sujeta por un porta-probetas compuesto por perfiles de aluminio dispuestos en forma de C, para facilitar la colocación de los especímenes por el lado abierto, que evita tanto el movimiento como el giro de los laterales de la placa para poder mantener el espécimen en la misma posición en todo momento. También permite variar el ángulo de impacto, aunque en este proyecto sólo se tendrán en cuenta los resultados correspondientes a impactos perpendiculares a la placa.

A su vez, a través de dos pequeñas ventanas, situadas una en un lateral y otra en la parte de arriba de la galería, permiten capturar imágenes de video del impacto, como se detalla en el apartado siguiente.

3.2.2 Sistema de grabación de alta velocidad

Para obtener la velocidad residual del proyectil y visualizar el comportamiento del laminado ante el impacto, se ha utilizado una cámara digital de alta velocidad *Photron Ultima APX*. Dicha cámara, permite capturar imágenes a una velocidad de 15000 fotogramas por segundo, es decir, la cámara toma una instantánea cada 67 microsegundos con una resolución de 1024x512 píxeles. Estos parámetros han sido preseleccionados gracias a ensayos anteriores en los que se realizaron estudios basados en la iluminación disponible en la cámara y el enfoque preciso para obtener un visionado de imágenes óptimo a tales velocidades de impacto. La cámara se sitúa en la ventana superior del recinto dónde se produce el impacto, capturando el proceso de impacto como se muestra en la Figura 7



Figura7 Secuencia de imágenes de un impacto realizado en los ensayos experimentales.

3.3 Ensayos de impacto

Se ha pretendido medir un intervalo de velocidades comprendido entre 80 y 500 m/s . Con estas velocidades se consiguen fallos en el laminado tales como rotura de fibras y deslaminación, llegando, en ocasiones, a perforar por completo la placa. Los daños producidos por el impacto se propagan desde el punto de impacto hacia el exterior del espécimen. Si el impacto se produjese cerca de la sujeción de la probeta se podrían alterar los diferentes parámetros sometidos a estudio en este ensayo. Por ello, es muy importante que en los ensayos se produzca el impacto en la región central de la probeta. Con el fin de conseguir este objetivo, y gracias a la ayuda de un puntero laser introducido en el cañón, se asegura la correcta colocación de la probeta.

3.4 Análisis del daño

Para poder realizar un estudio del daño sufrido por el impacto, existen diversos métodos de ensayo. Dichos métodos se clasifican en dos grupos, destructivos y no destructivos. En este caso concreto interesa realizar una inspección de la probeta no destructiva ya que, en caso contrario, además de modificar el daño sufrido por la placa, resulta de especial interés mantener la muestra tal y como quedo

después del impacto para posibles estudios posteriores posteriormente, como por ejemplo, ensayos de tolerancia al daño.

El tipo de inspección no destructiva usada en este estudio ha sido el análisis por ultrasonidos, el cual se aplica para conocer los daños del interior de un material al procesar la trayectoria de la propagación de las ondas en el interior de la pieza, que dependen de las discontinuidades del material examinado, lo que permite evaluar aquella discontinuidad en términos de forma, tamaño, orientación, ya que estas discontinuidades oponen resistencias conocidas como la impedancia acústica.

El tipo de inspección no destructiva usado en este estudio ha sido el análisis por ultrasonidos, cuyo funcionamiento se basa en la impedancia acústica, la cual mide la reflexión de ondas ultrasónicas emitidas hacia la probeta. En función de la energía acústica reflejada por las ondas incidentes en la placa, es posible saber, sin necesidad de alterar la integridad de la placa, los daños sufridos en la misma durante el impacto.

De entre todos los análisis por ultrasonidos, el realizado en este experimento es el denominado *C-Scan*. Este sistema, consiste típicamente en un ordenador, un escáner mecánico, convertidor del analógico al digital, el subsistema de control de movimiento, receptor de impulsos de ultrasonidos, el transductor ultrasónico y el software del sistema operativo. El funcionamiento de este método de inspección no destructiva, consiste en uno o dos palpadores piezoeléctricos, que emiten y recogen ondas ultrasónicas, van recorriendo toda la superficie de la placa, registrando la atenuación. Con ello, se obtiene una imagen bidimensional de la atenuación de las ondas, del cual se obtiene un umbral de atenuación (dado en dB) por encima del cual se considera que el material está dañado. El sistema permite encontrar y determinar el tamaño y posición de defectos típicos en materiales compuestos (delaminaciones, porosidad, grietas, etc). El resultado de este análisis se puede apreciar en la Figura 8, donde, en color azul, se ve la zona dañada por el impacto alrededor del hueco dejado por el proyectil a su paso.

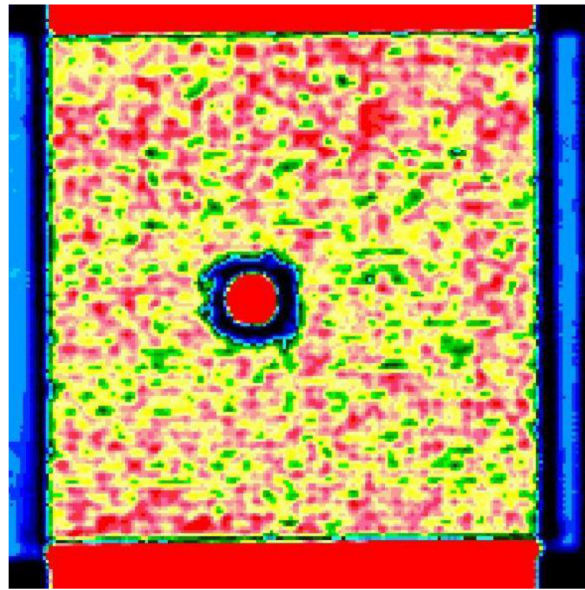


Figura8 Imagen del fallo por deslaminación de una lámina tejida por un impacto por encima del límite balístico.

3.5 Ensayo CAI

A pesar de no haberse realizado ningún ensayo CAI en el experimento realizado por J. Lopez-Puente en 2003, es necesario comprender los requisitos, instrumentación y fases de las que consta el ensayo CAI para, posteriormente, poder hacer una simulación lo más parecida posible a este tipo de pruebas.

Como ya se ha comentado anteriormente en el punto 2.4 *Antecedentes CAI*, este tipo de test busca poder cuantificar la resistencia residual a compresión de un laminado después de sufrir daños por impacto.

El procedimiento a seguir en estas pruebas consiste en, una vez se ha producido el impacto, se coloca la placa en las fijaciones del aparato encargado de realizar el CAI. Dichas fijaciones se colocan en los laterales de la placa, evitando así, tanto desplazamientos como giros en los mismos. En algunos casos se coloca, adicionalmente un mecanismo anti-pandeo desde los laterales de la placa, hasta

los alrededores de donde se ha producido el impacto, para así, evitar posibles fallos por pandeo a la hora de realizar la compresión.

Una vez fijada la placa se procede a la compresión en el plano de la placa a una velocidad constante hasta que se produzca el fallo.

4. Modelo numérico.

4.1 Introducción

Debido al alto coste en la realización de estudios experimentales realizados con este tipo de materiales, en los últimos años ha aumentado el interés en la realización de simulaciones de dichos estudios con modelos numéricos que se puedan aproximar de una manera suficientemente precisa a los casos reales con un coste económico mucho menor además de que existen parámetros que no pueden ser medidos durante el ensayo como tensiones, deformaciones plásticas, velocidades de deformación, energías...

En la modelización de la simulación se ha creado un modelo de cero formado por una placa, hecha a partir de 12 láminas de fibra de carbono, y una esfera de acero, de tal forma que la esfera incida perpendicularmente en el centro de la placa a diferentes velocidades. Para validar los resultados, se hará una comparación con el ensayo experimental por una parte de la velocidad residual del proyectil y por otra el área dañada por deslaminación del material compuesto.

Uno de los objetivos de este proyecto es el de, mediante la simulación de un caso de impacto de un proyectil en una placa de fibra de carbono, optimizar los tiempos de resolución del problema, haciendo uso de diferentes algoritmos de paralelización de los distintos procesadores usados en la simulación.

Esto se debe a que en el caso de estudios de problemas complejos simulados por ordenador en ocasiones, el tiempo de cálculo puede llegar a ser un problema a tener en cuenta debido a las grandes cantidades de información que se tiene que procesar.

Posteriormente se procederá a, una vez hecho el impacto, realizar la compresión de la placa hasta su rotura, para poder definir los valores límite de la fuerza

soportada por la placa antes de que falle según las diferentes velocidades de impacto.

Este estudio resulta especialmente útil para extrapolar los resultados a casos reales, debido a que en estructuras hechas en fibra de carbono (aeronaves especialmente) se produce fallo a compresión, debido a que es las estructuras aeronáuticas están sometidas a dicha carga.

Para la realización de las simulaciones numéricas se ha empleado el programa comercial de elementos finitos LS-DYNA®.

4.2 Dimensiones y mallado

El caso simulado consta de una esfera de acero la cual se ha comprobado experimentalmente que no sufre deformaciones plásticas, por lo que se ha podido asumir un comportamiento rígido e indeformable. Como se puede apreciar en la Figura 9, dicha esfera está formada por 976 elementos de 8 nodos cada uno, el material elegido ha sido un material rígido e indeformable. Con la elección de dicho material rígido indeformable se consigue, además, reducir los cálculos realizados por la computadora en dicha esfera.

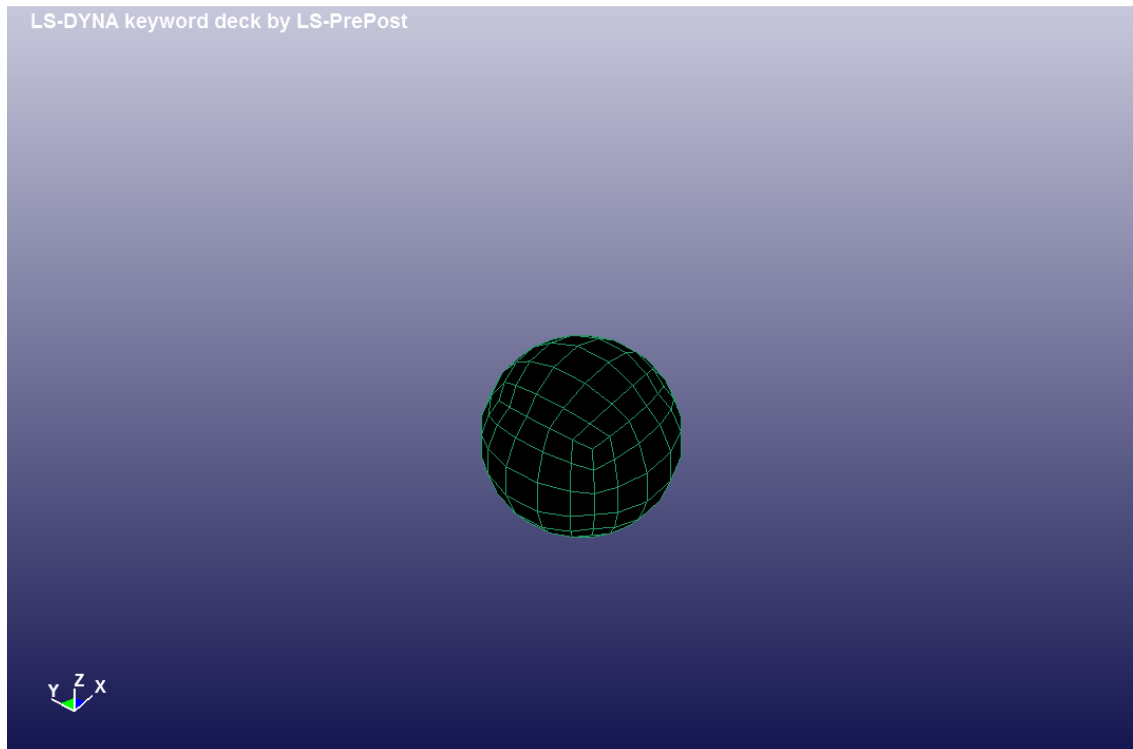


Figura9 Diseño esfera

Por otro lado se ha simulado la placa formada por 12 capas de fibra de carbono embebidas en resina epoxi. En concreto, la configuración de las láminas ha sido la siguiente: (+45, -45, 0, 90, 90, 0)s. Para la simulación se han usado elementos hexaédricos repartidos igualmente a lo largo de toda la placa. Para las medidas reales de la placa (0,11x0,11x0,0024) se han usado 150x150x12 elementos, por lo que cada elemento perteneciente a una lámina tiene una dimensión de 0,67x0,67 mm, mientras que el espesor de cada elemento es de 0,2 mm, haciéndolo coincidir así con el espesor real de cada lamina que forma la placa.

El resultado final, como muestra la Figura 10, es un laminado de 145.200 nodos pertenecientes a la placa, dividida a su vez en 12 capas de fibra de carbono unidireccional orientadas en diferentes direcciones, y una esfera indeformable de acero formada por un total de 976 elementos.

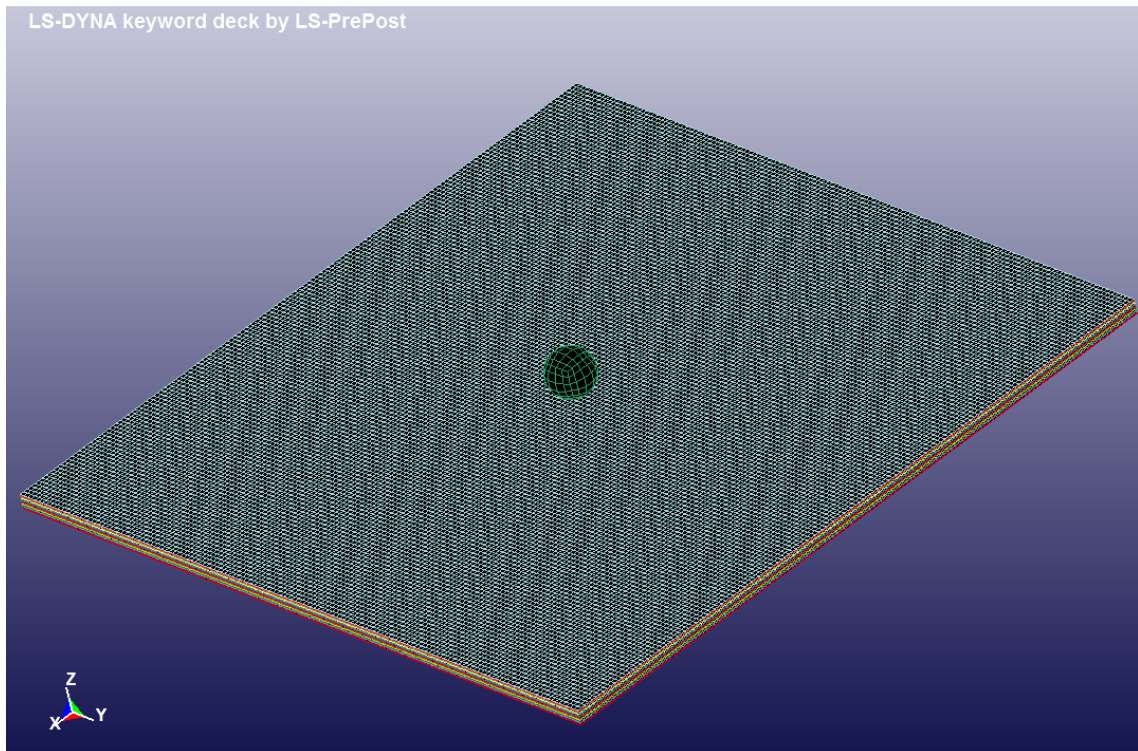


Figura10 Diseño esfera y placa

4.3 Cargas, condiciones contorno y contacto

En el primer caso estudiado la carga a la que se ve sometida la placa es únicamente la producida durante el impacto del proyectil con la placa.

Para simular las condiciones de contorno, se ha definido un empotramiento en todo el lateral de la placa, evitando así, cualquier tipo de giro o movimiento, en cualquiera de los ejes, en esta zona.

Para el contacto que se produce entre la placa y la esfera en el momento del choque, se ha definido un impacto en el que interactúen los nodos de la esfera que van ejerciendo contacto sobre la placa, con la superficie formada por los elementos de la placa, consiguiendo así una simulación completa del contacto de las partes durante la fase de impacto (*AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE).

MODELO NUMÉRICO.

Para el contacto entre láminas, se ha definido un contacto cohesivo entre las superficies de láminas consecutivas:

`*AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK.`

Para la transición entre el primer y segundo caso, se ha procedido a eliminar la esfera y a cambiar las condiciones de contorno del modelo.

Para ello en primer lugar, con el comando `*DEFINE_DEATH_SOLID_SET` se ha definido una región en la cual todo elemento que entrase fuese eliminado del modelo. Dicha región se ha definido en la parte posterior de la placa, de tal forma que a medida que la esfera atraviesa la placa, ésta, va siendo eliminada.

A su vez se ha procedido a cambiar las condiciones de contorno, liberando así, los laterales de la placa. Para la compresión se ha impuesto un desplazamiento a velocidad constante en los laterales que aún siguen restringidos.

Además, para disminuir la energía cinética después del impacto y antes de proceder a realizar la compresión de la placa dañada, se ha impuesto un amortiguamiento global (`*DAMPING_GLOBAL`) a todo el modelo. De esta forma se reducen las posibles oscilaciones que pueda tener la placa justo después del impacto.

En el segundo estudio (o continuación del primero) se someterá a la placa, una vez el proyectil ha impactado con la placa, a un esfuerzo de compresión. Dicho efecto se consigue cambiando las condiciones de contorno, o lo que es lo mismo, será necesario liberar tanto el lateral de la placa que se comprime, como los desplazamientos, en el eje de compresión de los laterales de la misma. Para conseguir la compresión de la placa, se le añadirá un desplazamiento a velocidad constante en los laterales en los que se ha liberado el movimiento en el eje de compresión. (Figura 11)

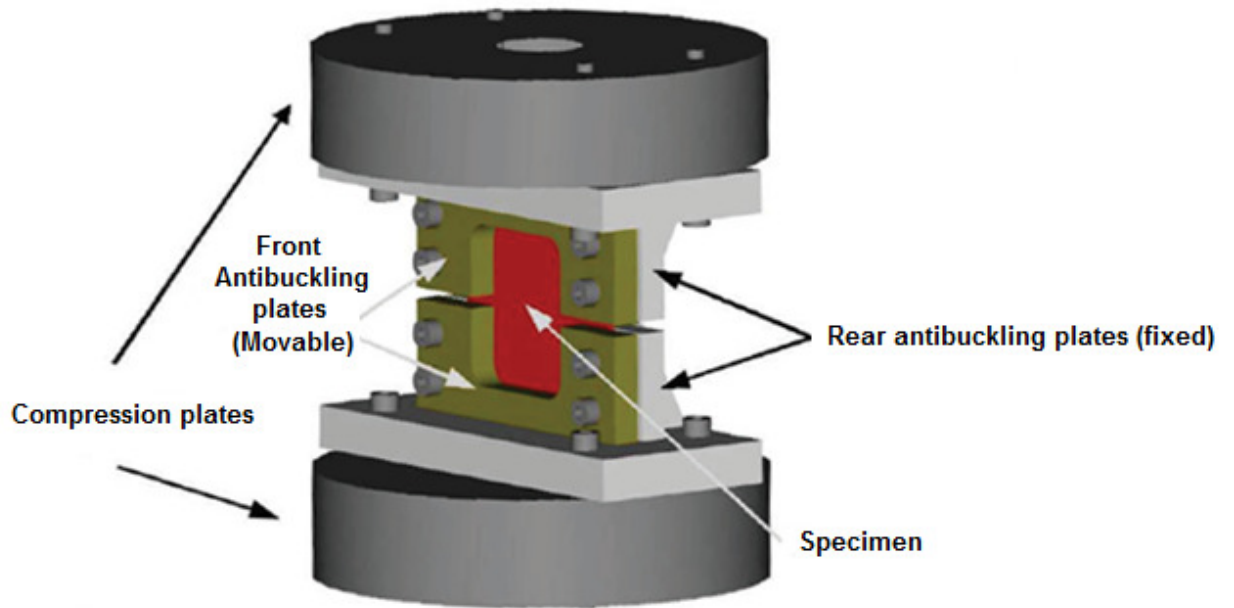


Figura11 Esquema instrumentación CAI

4.4 Materiales

Para definir los dos tipos de material usados en cada una de las partes, se ha elegido, en primer lugar para la esfera de acero, un material rígido e indeformable, debido a que como ya se explicó anteriormente, la esfera no sufre deformación alguna, con las características físicas del acero templado, es decir: $E = 210 \text{ GPa}$; $\nu = 0,3$; $\rho = 7800 \text{ kg/m}^3$

Para el caso del material que constituye la placa, el material elegido ha sido el *ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE, ya que según el estudio realizado por el alumno *Javier Reboul* [46] en su proyecto final de carrera, es el que más se asemeja al material usado en el ensayo experimental en cuanto a la predicción del límite balístico y los daños a alta velocidad. En la tabla 4.1 aparecen las propiedades utilizadas en la definición de los materiales compuestos utilizados.

MODELO NUMÉRICO.

ρ	E_1	E_2	E_3	ν_{21}	ν_{31}	ν_{32}	G_{12}	G_{23}	G_{31}
1570 kg/m ³	140 GPa	9 GPa	9 GPa	0,02089	0,02089	0,33	4,5 GPa	4,5 GPa	4,5 GPa

X_C	X_T	Y_C	Y_T	S_C
1,65 GPa	2,105 GPa	0,175 GPa	0,079 GPa	0,114 GPa

Tabla1. Propiedades utilizadas en la interacción cohesiva.

En este caso, al tratarse de un problema de tensión plana, los valores de E_3, G_{23} y G_{31} serán nulos.

Dichas propiedades han sido obtenidas del ensayo realizado en la tesis de Jorge López-Puente de 2003.

Este material permite definir fibras unidireccionales embebidas en una matriz. Para definir la orientación de las fibras (de carbono en este caso) de cada lámina se han especificado las direcciones de los diferentes vectores locales que definen la orientación de las fibras en cada capa en función de los ejes globales de la placa.

4.4.1 Criterio de fallo.

Para definir el momento en el que algún elemento de la placa sobrepasa la tensión máxima soportada por el mismo, existen diferentes criterios a la hora de evaluar el fallo en materiales compuestos.

Los criterios de fallo utilizados están basados en la teoría *Chang/Chang* de 1987 que tiene en cuenta roturas de fibras y de la matriz por tracción y compresión en el plano del laminado unidireccional. Este tipo de material no posee un criterio de daño por deslaminación, el cual se introducirá mediante la aplicación de interacción cohesiva, explicada en el apartado 4.5. Los modos de fallo (en tensión plana) utilizados son los siguientes:

- Rotura de fibra a tracción:

$$\sigma_1 > 0 \text{ Entonces } \left(\frac{\sigma_1}{X_t} \right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c} \right)^2 \geq 1 \text{ Fallo}$$

- Criterio de fallo de la fibra por compresión:

$$\sigma_1 < 0 \text{ Entonces } \left(\frac{\sigma_1}{X_c} \right)^2 \geq 1 \text{ Fallo}$$

- Fallo matriz tracción:

$$\sigma_2 > 0 \text{ Entonces } \left(\frac{\sigma_2}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c} \right)^2 \geq 1 \text{ Fallo}$$

- Fallo matriz compresión:

$$\sigma_2 < 0 \text{ Entonces } \left(\frac{\sigma_2}{S_c} \right)^2 + \left[\frac{Y_c}{2S_c} - 1 \right] \frac{\sigma_2}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c} \right)^2 \geq 1 \text{ Fallo}$$

Nótese que en el caso de estudio existe un parámetro β , el cual, si se introduce con valor de 1, se toma directamente el criterio de Hashin de 1980, sin embargo si se escoge para β un valor de 0 se estaría usando el criterio de máxima tensión. Este parámetro especificado por el usuario determina la contribución de la tensión de cizalladura longitudinal de fallo a tracción de la fibra. El rango permitido es de

MODELO NUMÉRICO.

entre 0,0 y 1,0. En general se recomienda que el parámetro se establezca en 0,0 cuando no hay datos de prueba para correlacionar la envolvente de fallo. [35]

Otro valor posible es el que se deduce de la relación entre las tensiones ultimas en función del ángulo de la carga uniaxial a la que es sometido el laminado.

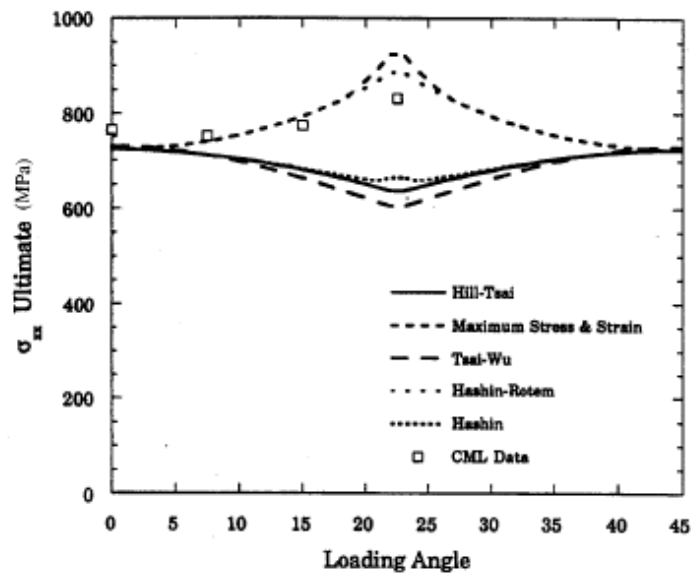


Figura12 Tensiones ultimas en función del ángulo de la carga uniaxial a la que es sometido el laminado.

Como según se puede observar en la Figura12 perteneciente al estudio realizado por la Office of Aviation Research en 1996 [48], y como también expone *S. Heimbbs* en su artículo del año 2009 en el que estudia impactos a baja velocidad sobre materiales compuestos [47] en el caso estudiado se ha optado por emplear un valor de $\beta=0,04$, por lo que el criterio de fallo se asemejaría más al criterio de máxima tensión anteriormente explicado. Cuando uno de los cuatro tipos de fallos tiene lugar en algún elemento del mallado, tanto los valores de los módulos elásticos longitudinales y tangenciales, como los coeficientes de poisson pasan a ser cero, consiguiendo, de esta forma, que el elemento no tenga ninguna rigidez.

Finalmente y con lo expuesto anteriormente se ha escogido un valor de $\beta=0,04$.

4.4.2 Criterio de eliminación de elementos

Al fallar los elementos, disminuye notablemente su rigidez, por lo que un leve incremento de tensión produce grandes deformaciones que distorsionan el elemento pudiendo provocar inestabilidades numéricas. Para evitar este problema, en este material en concreto, por defecto, los elementos que alcanzan el límite definido y fallan, son eliminados para facilitar la simulación del problema.

Se tienen que definir cuáles son las deformaciones máximas que pueden alcanzar los elementos antes de ser eliminados. Para ello, se han de definir las deformaciones máximas en tensión y compresión tanto de las fibras como de la matriz, así como un valor ultimo de deformación transversal y la deformación máxima efectiva.

En el momento en el que uno de los valores anteriormente definidos es alcanzado por algún elemento de la placa, éste, es eliminado del problema.

A continuación se pueden ver los diferentes valores límite de deformación definidos en el problema.

ϵ_m	ϵ_f	γ_m	γ_f	$\epsilon_{max\,ef}$
$\pm 0,05$	$\pm 0,025$	0,1	0,1	0,1

Tabla 2. Deformaciones máximas del material.

4.5 Interacción cohesiva

Definir el tipo de unión existente entre las láminas de la placa es algo muy importante en este tipo de ensayos de impacto, debido a que la interacción entre laminas es un factor importante que influye en gran medida tanto en la absorción de energía, como en los cambios de rigidez del material a medida que la placa se

MODELO NUMÉRICO.

va deslaminando. En el software usado para realizar la simulación (LS-DYNA) es posible definir el tipo de contacto correspondiente a este caso de dos maneras (1).

La primera de ellas consiste en introducir elementos llamados cohesivos en el contacto entre capas hechos de un material específico que simule la evolución del daño entre las capas de la placa donde se produce dicho contacto cohesivo. El problema de esta opción es que es demasiado costosa computacionalmente hablando, por lo que en términos de tiempo de computación no es muy eficiente.

La otra opción para definir el contacto es la simulación del contacto entre superficies (*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK), en el que no es necesario definir unos elementos cohesivos, sino que se simula la deslaminación de la zona de interacción adhesiva entre elementos sólidos, siendo así, más eficaz en términos de cálculos de computación.

El cálculo de este tipo de contacto se realiza mediante una ley de tracción-separación bilineal con un criterio cuadrático de modo mixto de iniciación del daño y una progresión del daño tipo lineal. Para ello se han de definir los siguientes parámetros: k_N y k_T , rigidez inicial en direcciones normal y tangencial al plano, tensiones máximas normal y tangencial T y S ; los desplazamientos últimos (u_N y u_T) y las tasas de liberación de energía (G_I y G_{II}). Estos valores aparecen en la siguiente tabla:

T	S	G_I	G_{II}	$k_t = k_n$
50 MPa	80 MPa	500 J/m ²	1500 J/m ²	$1 \cdot 10^{14}$ Pa/m

Tabla 3. Propiedades utilizadas en la interacción cohesiva.

Al realizarse una estimación lineal del daño sufrido en el contacto, se tienen que cumplir las siguientes ecuaciones:

$$G_I = \frac{1}{2} T \cdot u_N$$

$$G_{II} = \frac{1}{2} S \cdot u_T$$

A partir de estos datos, se obtendrán los desplazamientos últimos de los elementos que forman parte del contacto.

No obstante, este contacto utiliza un método combinado de los dos criterios anteriores, donde el desplazamiento relativo total (δ_m) viene dado por la expresión

$\delta_m = \sqrt{\delta_I^2 + \delta_{II}^2}$ donde $\delta_I = \delta_3$ es la separación en la dirección normal (modo I) y

$\delta_{II} = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2}$ que es la separación en la dirección tangencial (modo II). La

iniciación del daño de este modo mixto (inicio de la pérdida de propiedades), viene dada por el desplazamiento δ_o :

$$\delta^o = \delta_I^o \delta_{II}^o \sqrt{\frac{1 + \beta^2}{(\delta_{II}^o)^2 + (\beta \delta_I^o)^2}}$$

Donde $\delta_I^o = T / k_n$ y $\delta_{II}^o = S / k_t$ son los modos de inicio del daño por separación y donde $\beta = \delta_{II} / \delta_I$ es el “modo mixto”. Los valores k_N y k_T son los valores de la rigidez del contacto en ambas direcciones, que en el modelo realizado tienen el mismo valor. El desplazamiento último del modo mixto δ_F (fallo total) viene dado por la expresión (se ha utilizado un valor de XMU=1)

$$\delta^F = \frac{2(1 + \beta)^2}{\delta_o} \left[\left(\frac{k_N}{G_I} \right)^{XMU} + \left(\frac{k_T \beta^2}{G_{II}} \right)^{XMU} \right]^{\frac{1}{XMU}}$$

En la Figura 13 se puede apreciar un esquema visual del funcionamiento del modo combinado de fallo por deslaminación. Con esta representación gráfica, se puede

MODELO NUMÉRICO.

ver más claramente cómo se calcula el desplazamiento máximo y qué representa cada término incluido en las ecuaciones dadas.

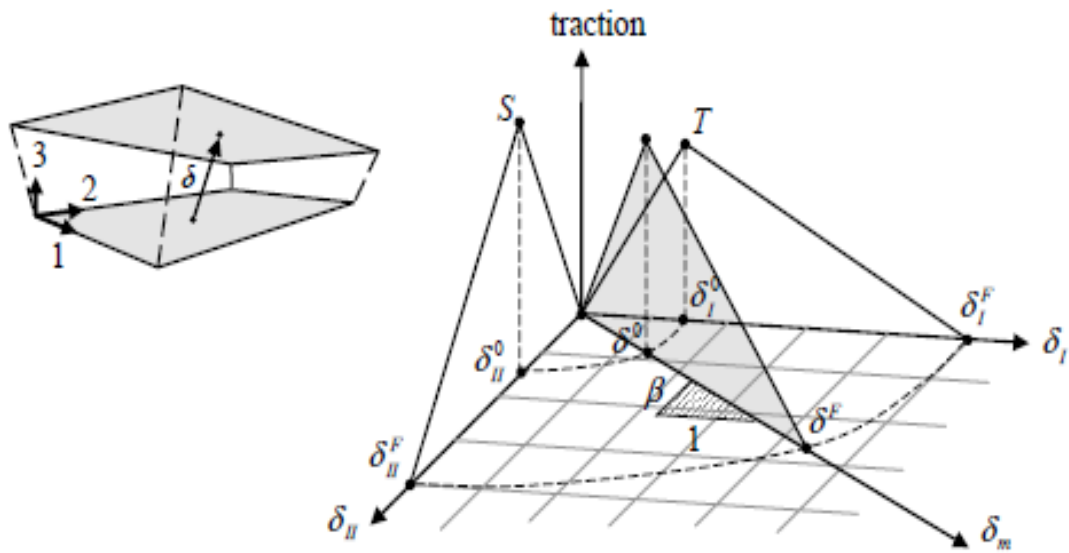


Figura13 Ley combinada del modo tracción-separación utilizada por el elemento cohesivo.

5. Análisis y resultados

5.1 Introducción

Uno de los objetivos del presente capítulo es el de validar el modelo numérico descrito en el apartado anterior, comparando los resultados de la velocidad residual, el límite balístico, el área deslaminada y la morfología del daño, con los obtenidos en los ensayos experimentales de impacto en el laminado de fibra de carbono y resina epoxi descritos en el capítulo 3.

Asimismo, una vez validado el modelo computacional y antes de pasar al ensayo CAI, se ha realizado un estudio con algunas de las posibles configuraciones que permite el programa para poder optimizar y mejorar el tiempo de cálculo empleado en cada simulación, intentando buscar un balance de carga lo más equilibrado posible. Para ello se estudiará, dentro de una serie de configuraciones definidas por el usuario, cuál de estas configuraciones permite realizar la simulación en menor tiempo. Posteriormente se compararan el modelo elegido anteriormente con el proporcionado por el programa por defecto (SMP) para 1, 2, 4, 8 y 16 procesadores, estudiando tanto el tiempo de computación como la escalabilidad de cada método.

Posteriormente, una vez encontrada la configuración óptima para minimizar el tiempo de cálculo, se ha procedido a simular un ensayo CAI en el que se realizará un estudio detallado de la fuerza realizada para cada laminado impactado a una velocidad diferente, también se estudiará la influencia del área deslaminada en el impacto sobre la fuerza alcanzada en cada caso antes de la rotura de la placa así como un estudio energético de la energía residual en función de la orientación de la lámina. En dicho estudio se presentará la capacidad de absorción de energía del material compuesto, haciendo especial hincapié en a qué capas del laminado afecta más dependiendo de la orientación.

5.2 Validación del modelo numérico

Para corroborar la validez del modelo numérico realizado, como se ha dicho con anterioridad, se han comparado los resultados relativos a velocidad residual y área deslaminada en el impacto, con los datos experimentales mostrados en el apartado “Método experimental”. Dicha validación cobra especial importancia ya que es necesario que los resultados posteriores que se puedan obtener con este modelo sean fiables, debido a que, de lo contrario, podrían ser rechazados por no ser coherentes con modelos reales similares.

5.2.1 Velocidad residual

En la Figura 14 se observan los resultados de la velocidad residual del proyectil en función de su velocidad inicial obtenidos mediante el modelo numérico obtenido mediante el software comercial LS-DYNA® y mediante los ensayos experimentales. Estos valores cubren un rango de velocidades comprendido entre 80 y 500 m/s , que representan casos por debajo del límite balístico del material hasta casos con altas velocidades.

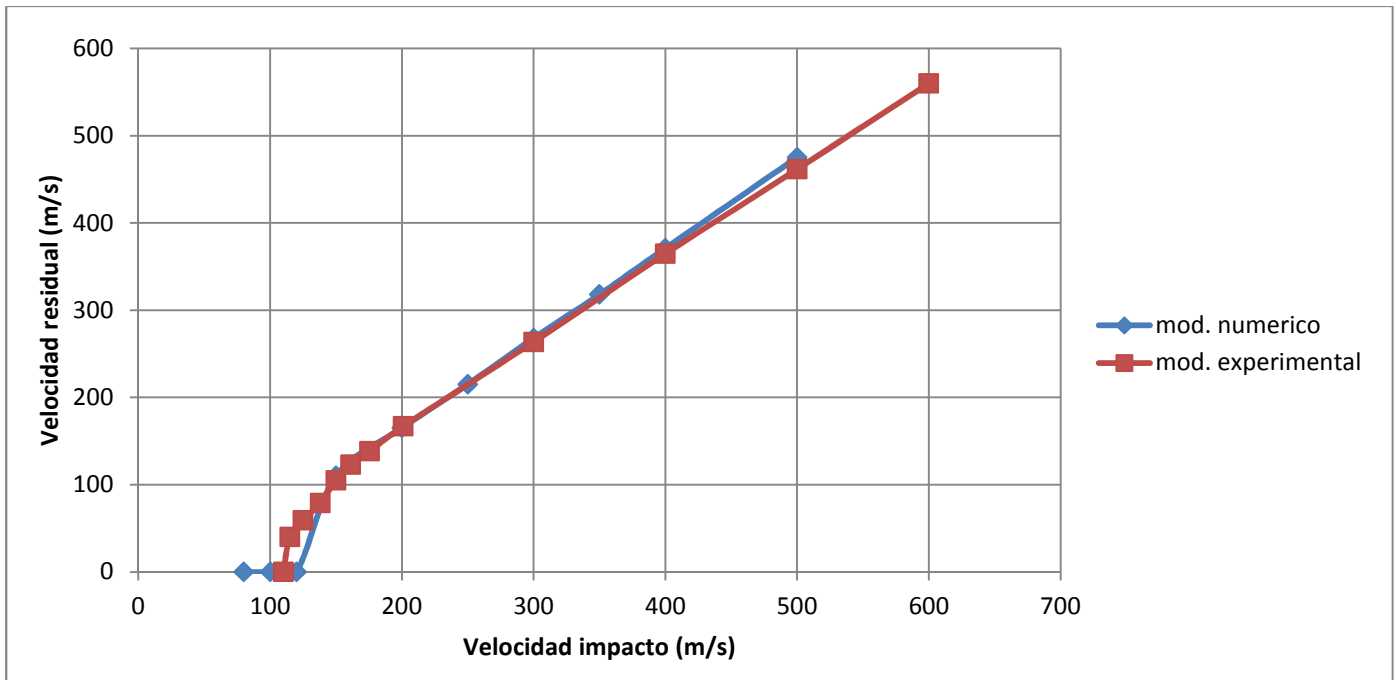


Figura14 Resultados de la velocidad residual del proyectil frente a la velocidad inicial en los modelos numérico y experimental.

Se puede apreciar la similitud de ambas curvas, donde la diferencia entre los resultados numérico y experimental es mínima, lo que indica una gran precisión a la hora de calcular la velocidad residual del proyectil. Sin embargo, se aprecia un comportamiento ligeramente diferente en la zona cercana al límite balístico (110 m/s aproximadamente), donde previamente se suponía como el rango de velocidades más susceptible a error. A pesar de ello, se puede afirmar que, para impactos transversales a alta velocidad en este tipo de laminados, el modelo numérico realizado es el adecuado, lo que implica que el modelo de material escogido, el mallado empleado y la utilización de interacciones cohesivas, cumplen con su función en cuanto a lo referente a la correlación de la velocidad residual.

5.2.2 Área deslaminada

En la validación del modelo numérico también se utilizan los datos del área deslaminada en cada impacto. Para ello, se utilizan los valores medidos mediante ultrasonidos en los ensayos experimentales y los datos obtenidos mediante una opción del software utilizado, que permite conseguir de manera sencilla el área exacta deslaminada en cada capa cohesiva, tomando el mayor de los valores en cada velocidad de impacto.

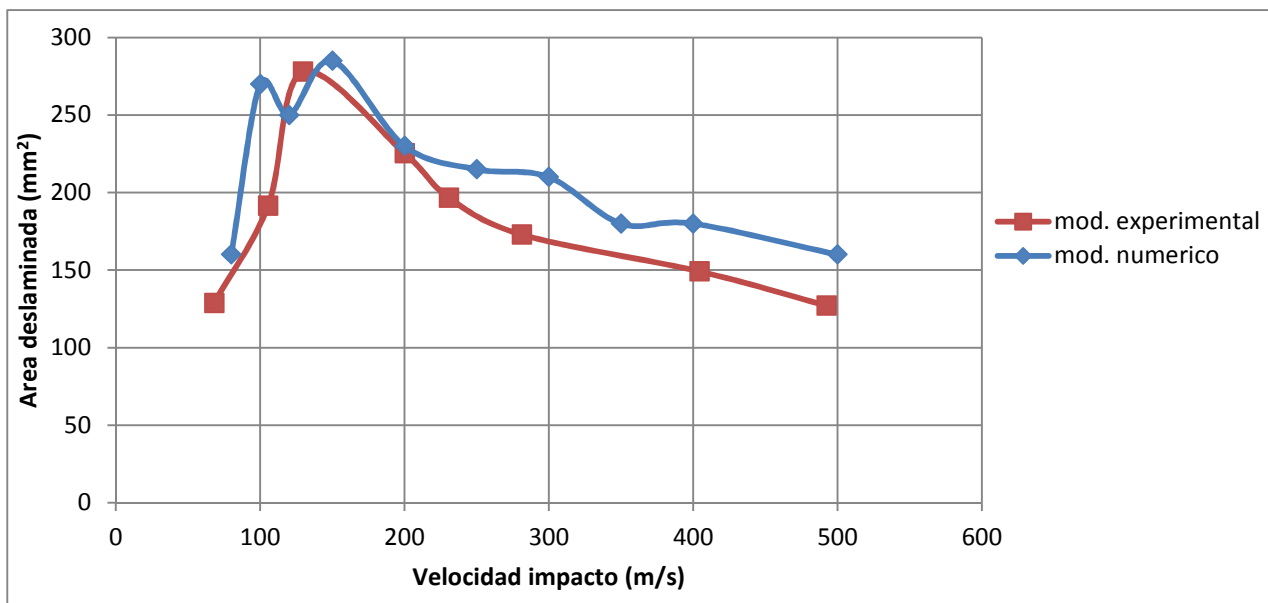


Figura15 Resultados del área deslaminada frente a la velocidad inicial en los modelos numérico y experimental.

Como se puede apreciar en los valores de la Figura 15, por debajo del límite balístico a medida que la velocidad de impacto aumenta lo hace el área deslaminada llegando a un máximo de área deslaminada de 285 mm² para una velocidad de impacto de 150 m/s. Sin embargo, al aumentar la velocidad de impacto se puede observar cierta tendencia decreciente de ambas curvas al área de proyección de la esfera (44,17 mm²). No obstante, el error en el cálculo de estos valores en esta gráfica es mayor en comparación con el de velocidad residual.

A la vista de los resultados, se puede apreciar la similitud existente entre las tendencias de ambas curvas. Aunque el valor de máxima diferencia varía en torno a un 40% con respecto al caso experimental, la diferencia media se encuentra en torno al 20%. Sin embargo si se compara el porcentaje de área deslaminada media en ambos casos con el área total de la placa, se observa como entre el caso experimental (1,512% de área deslaminada) y el modelo numérico (1,768% de área deslaminada) no hay una diferencia mayor al 0,256% en cuanto a relación entre área deslaminada y área total de la placa se refiere.

Debido a ello, se puede concluir observando estas curvas que la simulación numérica predice con fidelidad la evolución de la superficie dañada, salvo en ciertos picos, pero siempre dentro de unos porcentajes de error aceptables. Esto nos permitiría la estimación de los daños estructurales sufridos por el material en caso de impacto.

5.3 Estudio SMP/MPP

Como se ha dicho anteriormente, debido a las ventajas de ahorro de costes y tiempo que proporciona el cálculo computacional, la actual tendencia del modelizado de casos reales mediante la simulación computacional ha aumentado exponencialmente en los últimos años. Tal es así, que a medida que un caso de análisis de elementos finitos aumenta en cuanto a coste de cálculo, cobra especial importancia el uso de técnicas de cálculo en paralelo que sean lo más eficiente posibles para poder minimizar así el tiempo de cada simulación.

En este proyecto se ha realizado un estudio de minimización del tiempo de cálculo mediante el análisis de diferentes configuraciones en la asignación de regiones de cálculo a cada procesador. Para poder definir estas posibilidades es necesario hacer uso del método de cálculo MPP proporcionado por el programa y ya explicado en detalle anteriormente.

ANALISIS Y RESULTADOS

En concreto se realizará una descripción detallada del modo de configuración de cada caso explicando los comandos usados para obtener la repartición deseada.

En todas las comparaciones hechas, se hará un estudio, en función del número de procesadores usados en la simulación, tanto del tiempo de cálculo como de la escalabilidad de los mismos, pudiendo así, tener un concepto más claro de la evolución de cada método a medida que se aumenta el número de procesadores en la simulación. Además se hará uso del algoritmo groupable dentro de cada caso estudiado, para ver las diferencias que se obtienen activando dicha opción de cálculo en cada caso. Para finalizar las comparaciones entre configuraciones MPP, se analizará el equilibrio de carga de cada caso, o lo que es lo mismo la diferencias de tiempos y repartición de nodos de las diferentes CPU's dentro de un mismo caso.

Una vez obtenida la configuración que menor tiempo de cálculo necesite dentro de las posibilidades analizadas con MPP, se procederá a su comparación con el método SMP, usado por defecto por el programa, en términos de tiempo de cálculo y escalabilidad.

Cuando se haya realizado este estudio, se harán el resto de simulaciones restantes del proyecto con el método que mejores resultados haya proporcionado.

En esta investigación, se ha utilizado 4 procesadores para el estudio entre configuraciones MPP. En el caso del análisis entre MPP y SMP se han añadido simulaciones con 8 y 16 procesadores. Para realizar todas las comparaciones entre diferentes modelos de configuración se ha simulado el caso concreto de impacto, anteriormente validado, en el que la velocidad del proyectil es de 400 m/s.

A la hora de realizar los cálculos mediante MPP LS-DYNA se han realizado 10 reparticiones diferentes de las regiones (incluyendo la hecha por defecto por el programa) en las que los procesadores realizan el cálculo para intentar optimizar el tiempo de procesamiento en el cálculo del problema. Se presentarán las figuras obtenidas al hacer la repartición de 4 procesadores para poder visualizar mejor la geometría definida.

Como caso de referencia se presenta la repartición hecha por el programa al usar MPP de forma automática (método RCB). Este caso, divide el modelo en tantas partes iguales como procesadores vayan a ser requeridos para el cálculo. Para ello divide el problema perpendicularmente a uno de los tres ejes coordenados. El programa elige en primer lugar el eje a lo largo del cual la pieza es más larga. El resultado de esta configuración se puede ver en la Figura 16 donde se han generado cubos cuyos ejes coinciden con los ejes globales de coordenadas. Este proceso es automático, pero no siempre es el mejor.

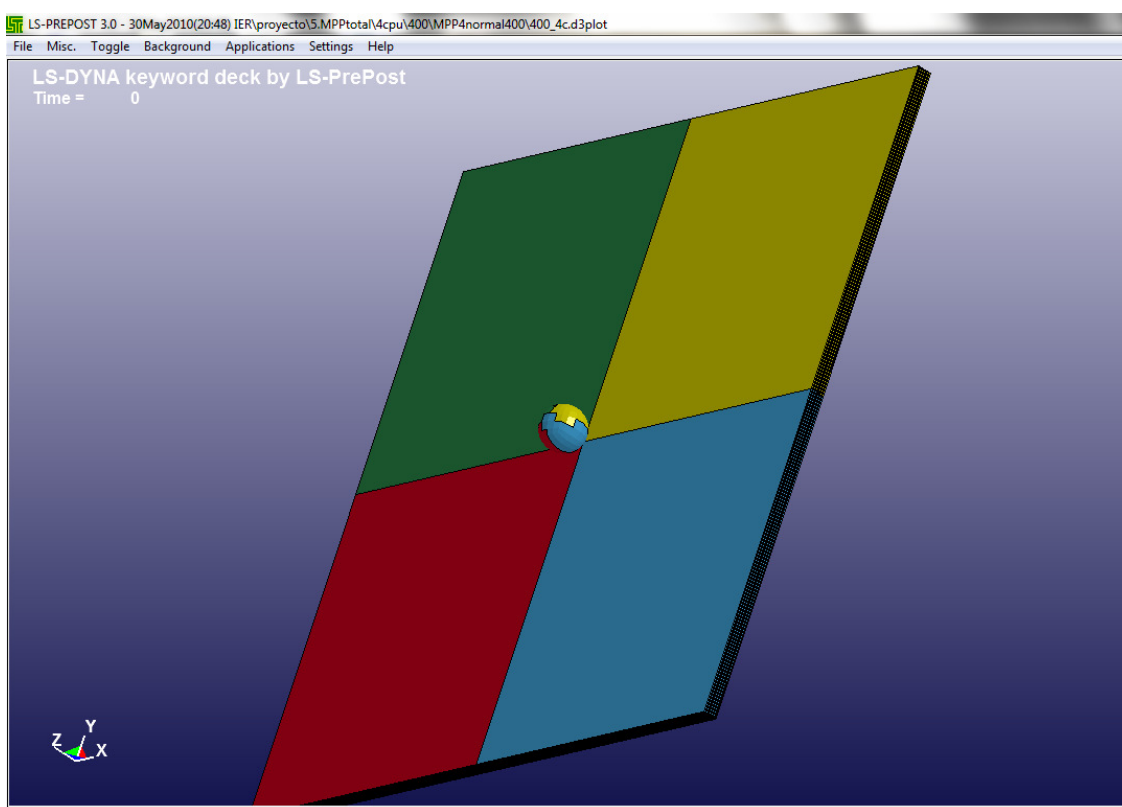


Figura16 Repartición automática

En segundo lugar, como se puede ver en la Figura 17, se han definido dos regiones principales, la primera con forma cilíndrica, centrada en la parte central de la placa, donde se produce la zona de contacto con la esfera. Y la que abarca el resto de la placa. Se ha dividido la placa en capas (a lo largo del eje z) en función del

ANÁLISIS Y RESULTADOS

número de procesadores, de tal forma que en cada capa haya 2 procesadores, asignando a cada uno una de las dos geometrías anteriormente definidas para este caso.

Comando usado:

Decomposition {

Región { cylinder 0.055 0.055 0 0 1 0.01 0.0012 lumped }

Región { cylinder 0.055 0.055 0.0012 0 0 1 0.01 0.0012 lumped }

Región { box 0.015 0.095 0.015 0.095 0 0.0024 lumped }

Región { box 0 0.11 0 0.11 0 0.0024 lumped }

}

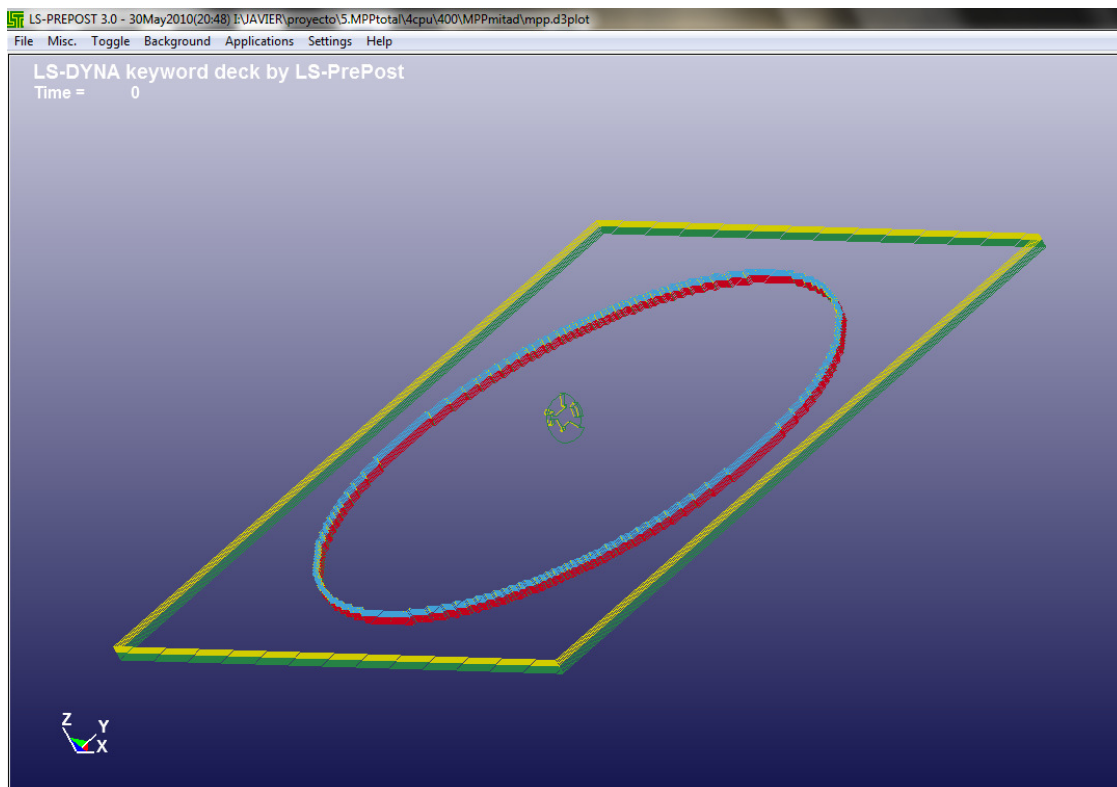


Figura17 Repartición 2

En la Figura 18 se muestra la tercera repartición, donde se ha dividido la placa en n tetraedros (siendo n el número de procesadores usados en la simulación), cada uno más grande que otro, centrados en el centro de la placa, de tal forma que la zona de impacto quede centrada en el tetraedro más pequeño.

Comando usado:

```
decomposition {
  region { box 0.0275 0.0825 0.0275 0.0825 0 0.0024 lumped }
  region { box 0.0160 0.0940 0.0160 0.0940 0 0.0024 lumped }
  region { box 0.0073 0.1027 0.0073 0.1027 0 0.0024 lumped }
  region { box 0.0000 0.1100 0.0000 0.1100 0 0.0024 lumped }
}
```

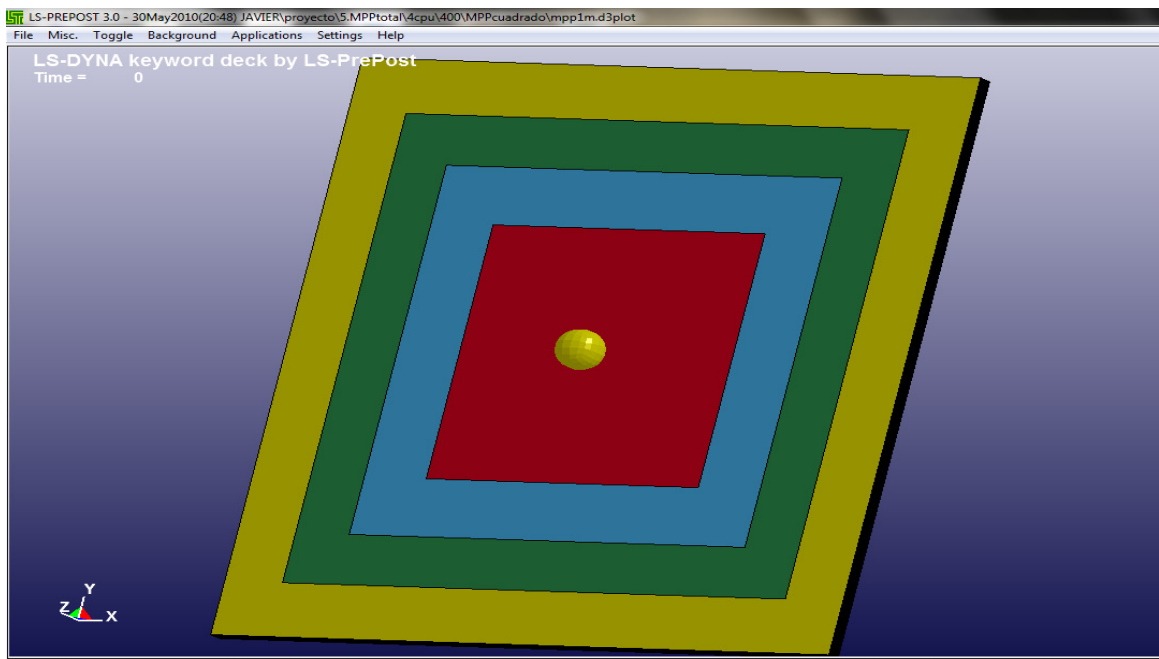


Figura18 Repartición 3

El cuarto caso, en la Figura 19, se ha distribuido el espacio de forma similar al anterior, sin embargo ahora, se tratan de n cilindros dispuestos alrededor del centro de la placa, esta morfología se ha escogido debido a que, al ser el proyectil una esfera, se puede aproximar la zona de cálculo centrada en el impacto (color rojo) a la zona de deslaminación, para así intentar acotar lo mejor posible la zona más afectada por el impacto que tendría una mayor complejidad a la hora de realizar los cálculos debido al contacto continuo que hay entre la esfera y la placa.

Comando usado:

```
decomposition {
  C2R 0.055 0.055 0.00 0 0 1 1 0 0
  Sx 5000
```

}

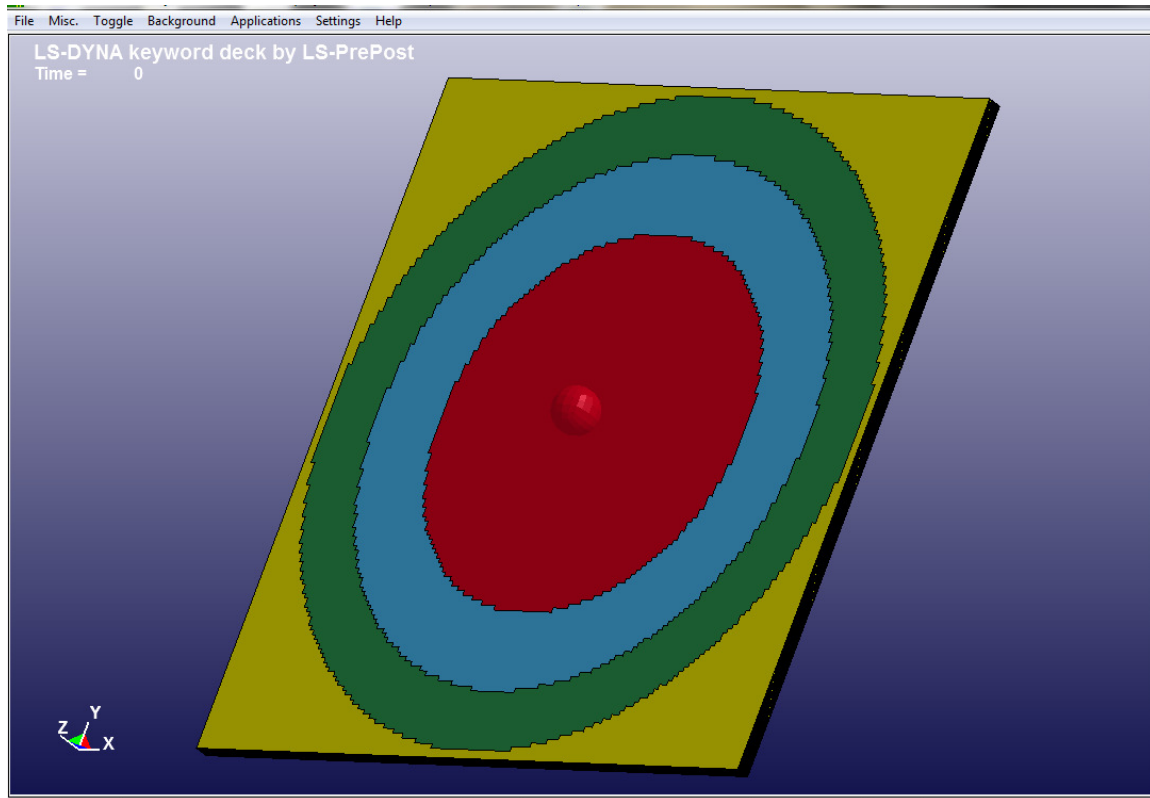


Figura19 Repartición 4

En el quinto caso, como se aprecia en la Figura 20, se ha realizado una división en función de las partes de la placa (en este caso de las diferentes láminas de las que está formada la placa en su conjunto), por lo que se han dividido las 12 placas entre los diferentes procesadores. Esta repartición se ha hecho ya que el cálculo de las primeras láminas puede suponer una mayor complejidad de cálculo debido a que va a ser la zona más afectada puesto que es la primera zona de contacto cuando la esfera impacta con la placa.

Comando usado:

```
decomposition {
  region { parts 1 2 3 lumped }
  region { parts 4 5 6 lumped }
  region { parts 7 8 9 lumped }
  region { parts 10 11 12 lumped }
}
```

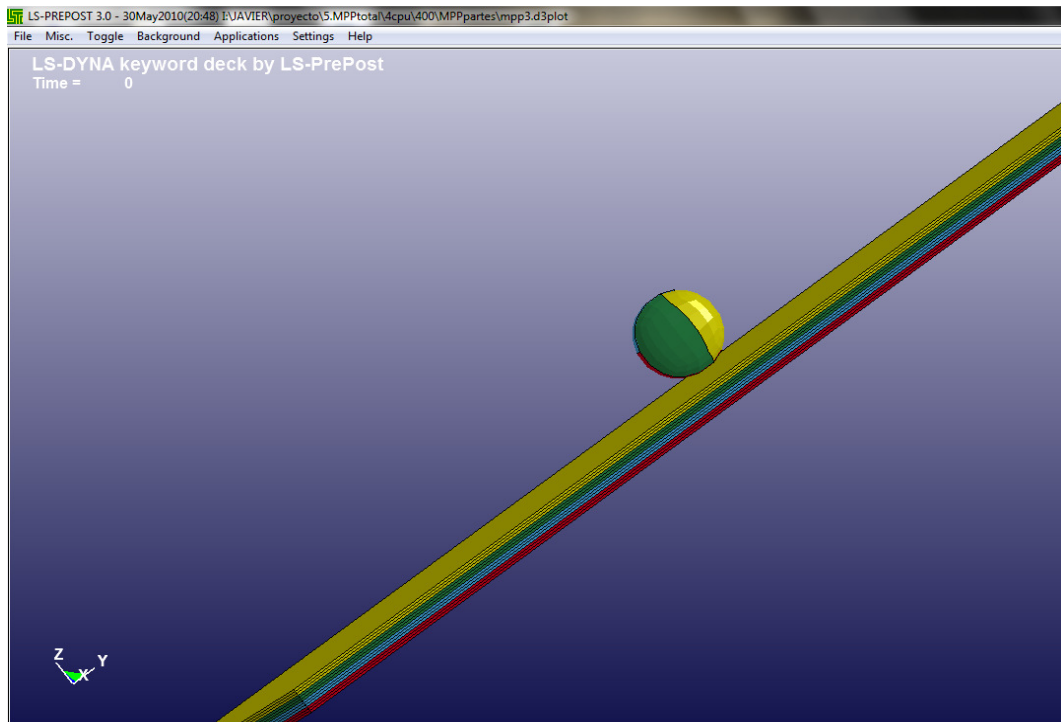



Figura20 Repartición 5

La sexta repartición consta de una parte de la segunda opción y otra parte de la tercera opción, en concreto se han dividido los n procesadores de la siguiente forma: la primera mitad está formada por $n/2$ cilindros centrados en el centro de la placa, y los otros $n/2$ procesadores en forma de tetraedros centrados también. Los primeros $n/2$ procesadores calcularán así las zonas más afectadas por el impacto adoptando la forma que aparentemente pueda tener la zona deslaminada, mientras que los procesadores encargados de las zonas más exteriores analizarán geometrías tetraédricas adaptándose así a la morfología de la placa. El resultado de dicha configuración se muestra en la Figura 21

Comando usado:

```
decomposition {
  región { cylinder 0.055 0.055 0 0 0 1 0.01 0.0024 lumped }
  región { cylinder 0.055 0.055 0 0 0 1 0.025 0.0024 lumped }
  región { box 0.015 0.095 0.015 0.095 0 0.0024 lumped }
  región { box 0 0.11 0 0.11 0 0.0024 lumped }
}
```

ANALISIS Y RESULTADOS

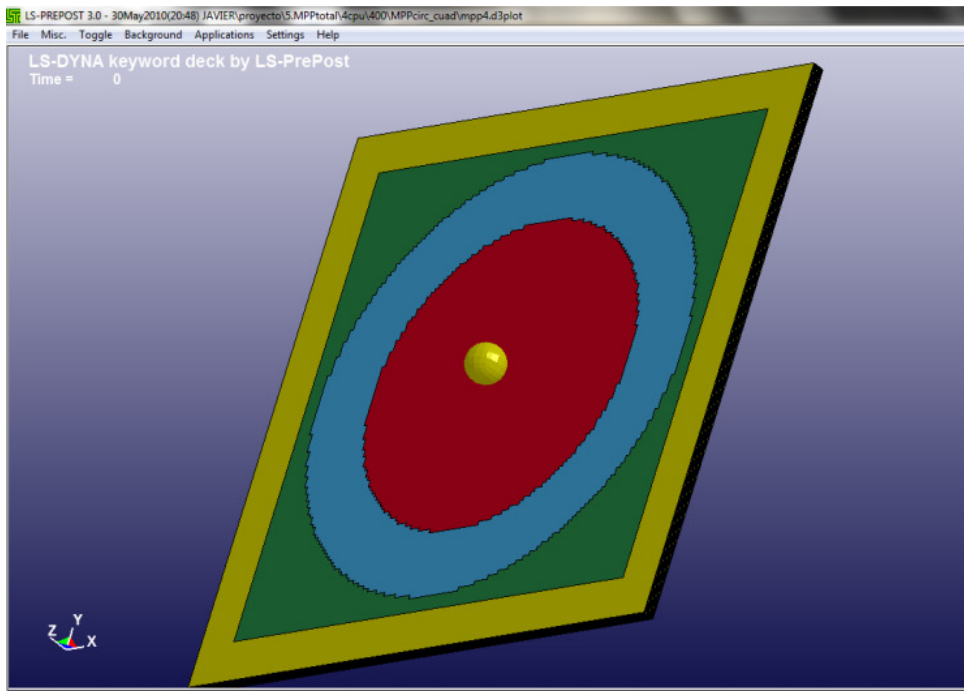


Figura21 Repartición 6

En siguiente lugar se ha realizado una división en forma de cubos (de más pequeño a más grande) en torno al centro de la placa Figura 22.

Comando usado:

```
decomposition {  
  region { box 0.045 0.065 0.045 0.065 0.0009 0.0015 lumped }  
  region { box 0.03 0.08 0.03 0.08 0.0006 0.0018 lumped }  
  region { box 0.015 0.095 0.015 0.095 0.0003 0.0021 lumped }  
  region { box 0 0.11 0 0.11 0 0.0024 lumped }  
}
```

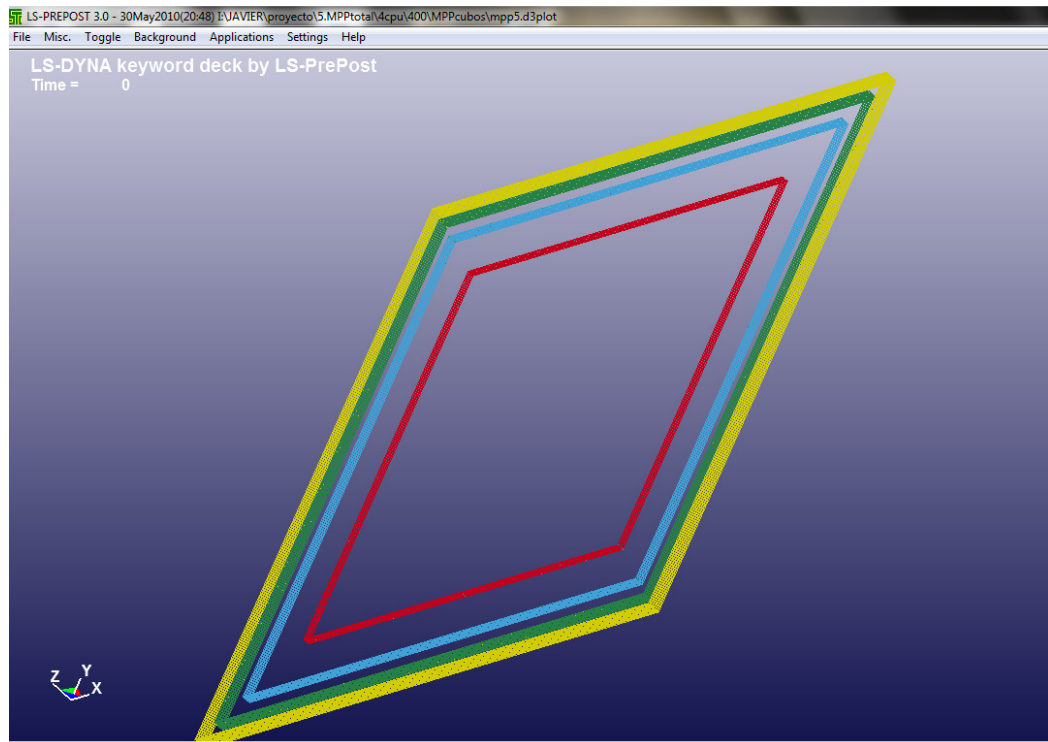


Figura22 Repartición 7

En la siguiente repartición se ha usado el comando automatic, el cual si se da activa, el software determina una descomposición razonable de forma automática, basado, principalmente, en la velocidad inicial de los nodos del modelo. En la Figura 23 se puede ver como la geometría queda repartida como en el caso usado por defecto por el programa (Repartición 1).

Comando usado:

```
decomposition {
    automatic
}
```

ANALISIS Y RESULTADOS

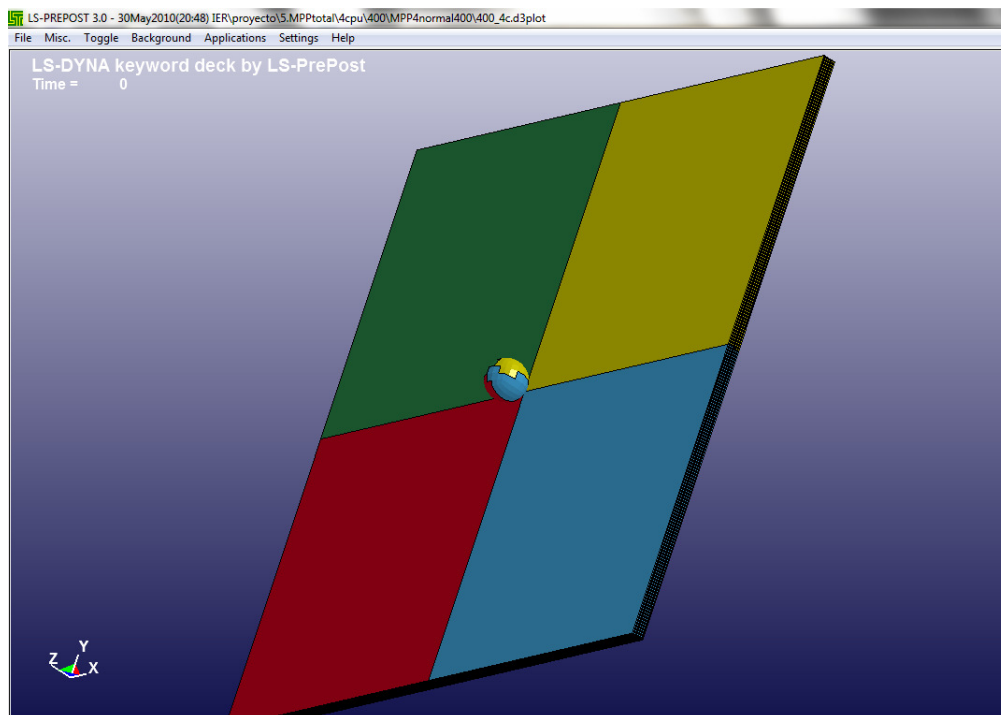


Figura23 Repartición 8

Por último se han realizado dos reparticiones, que se han analizado como casos particulares de estudio.

Como muestra la Figura 24, la primera de estas dos reparticiones singulares reparte la geometría de cada procesador en sectores circulares centrados en el origen de coordenadas globales, que coincide con una de las esquinas de la placa.

Comando usado:

```
decomposition {  
    C2R 0 0 0 0 0 1 1 0 0  
    Sx 5000  
}
```

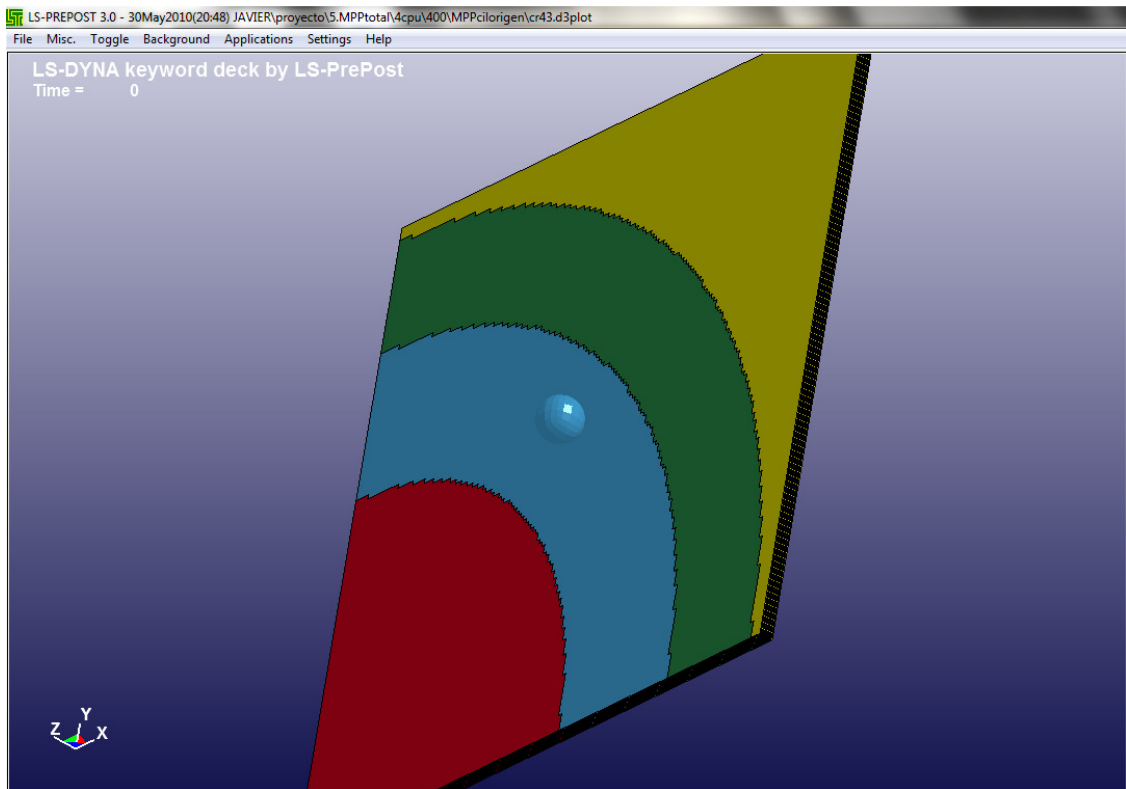


Figura24 Repartición 9

Por último, como se ve en la Figura 25, se ha procedido a realizar una repartición respecto a dos ejes diferentes. En primer lugar respecto al eje Z en la que en 2 procesadores analizan las tres primeras láminas uno y las tres siguientes el otro. Para el resto de placas, se ha realizado una partición respecto al eje Y donde los otros dos procesadores se encargan de analizar cada una de las mitades resultantes de esta asignación.

ANALISIS Y RESULTADOS

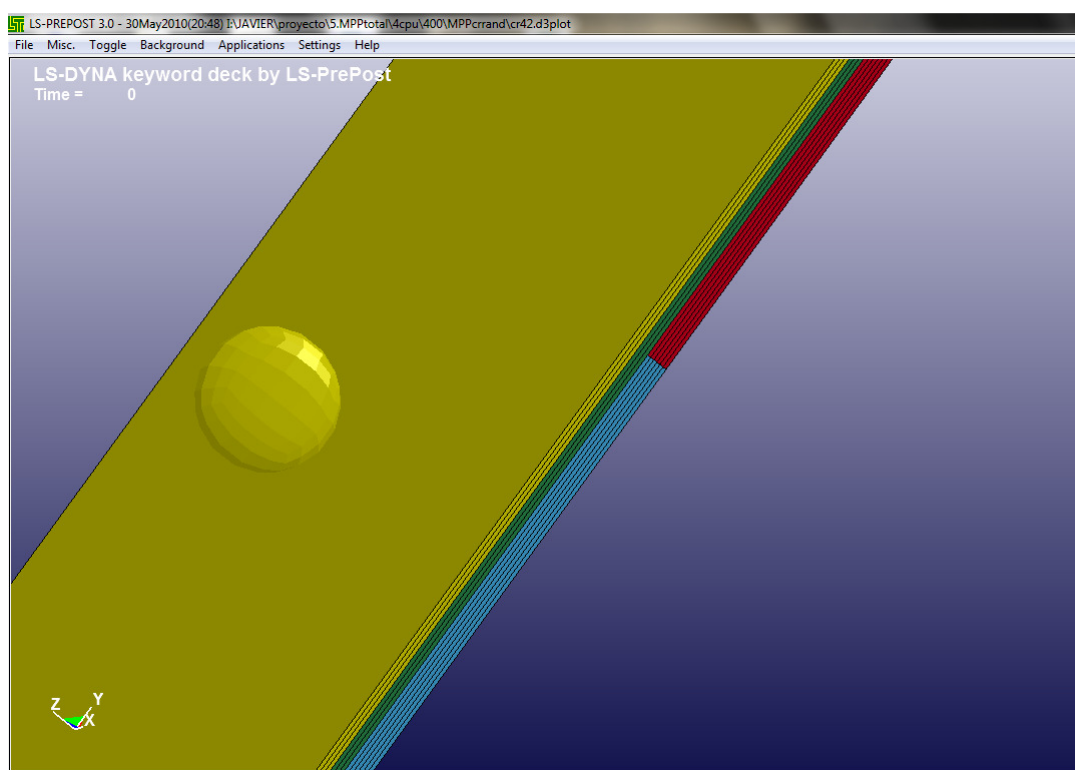


Figura25 Repartición 10

Cabe decir que los casos 2, 3, 5, 6 y 7 la descomposición no se ha podido hacer de manera automática, sino haciendo los cálculos de las regiones manualmente, por lo que no se ha conseguido una equidad tan precisa como en el resto de casos.

En el caso de 1 procesador no se han realizado asignaciones geométricas puesto que el procesador que se usa analiza el caso entero.

Con dos procesadores, debido a las simplificaciones resultantes de reducir el número de CPU's usadas para el cálculo algunas de las reparticiones anteriormente explicadas se repiten, en concreto se trata de las reparticiones 2, 4 y 6. El resto de reparticiones quedaría diferenciado cada una de la otra con la misma geometría anteriormente explicada en cada caso, pero siendo el caso analizado únicamente por dos procesadores.

Para poder afirmar que se ha conseguido un equilibrio entre los tiempos de cálculo de cada procesador se ha realizado un estudio del balance de carga de cada simulación, tanto para 2 como para 4 procesadores, en el que se puede observar la diferencia, en porcentaje, que hay entre el procesador al que se le han asignado mayor número de nodos y al que menos. También se puede ver una comparativa entre la diferencia en % entre el procesador que tarda más y el que tarda menos en realizar la simulación completa.

	%nodos	%t
MPP1	0,00%	1,96%
MPP2	0,31%	7,91%
MPP3	3,65%	6,34%
MPP5	0,00%	5,29%
MPP7	0,35%	3,11%
MPP8	0,00%	2,01%
MPP9	0,61%	1,01%
MPP10	0,59%	5,37%

Tabla3. Balance de carga de dos procesadores.

	%nodos	%t
MPP1	0,00%	3,70%
MPP2	0,31%	11,30%
MPP3	5,78%	10,13%
MPP4	1,22%	3,60%
MPP5	0,00%	8,48%
MPP6	0,81%	12,20%
MPP7	8,30%	10,30%
MPP8	0,00%	3,44%
MPP9	1,22%	3,44%
MPP10	1,22%	3,60%

Tabla4. Balance de carga de cuatro procesadores.

En ninguno de los casos, tanto para 2 como para 4 CPU's, se supera el 9% de desequilibrio en cuanto a asignación de nodos se refiere, y un 13% en relación a la diferencia de tiempos entre el procesador que más tarda y el que menos, en cada caso. También se puede observar como para el caso de dos procesadores el desequilibrio es menor, por lo que es esperable que la escalabilidad para dos procesadores sea mayor que en el caso de usar cuatro procesadores en el cálculo.

Como también se puede apreciar, los casos 2, 3, 5, 6, y 7 tienen una diferencia mayor de tiempos en comparación al resto, esto se debe a que, como ya se aclaró anteriormente, los cálculos de las regiones se hicieron de forma manual, por lo que ha sido más difícil conseguir una repartición equitativa de nodos para cada procesador.

Además, si se observa con detenimiento, se puede apreciar cómo, dentro de los casos 2, 3, 5, 6, y 7, el 3 y el 7 muestran una diferencia de tiempos mayor que el resto. Esto se debe a que el área de la placa afectada por el impacto muestra una forma circular, por lo que, para los cálculos 3 y 7 al estar definidos solo como tetraedros, el coste computacional es mayor que en el caso, por ejemplo 2 y 5,

donde las regiones centrales definidas sí que se asemejan más a la zona dañada (y que requiere mayor tiempo de procesamiento).

Por lo tanto se puede concluir, que, por un lado resulta más efectivo realizar una repartición tal que la asignación de regiones se haga de forma automática para así conseguir una repartición de nodos equitativa. Por otra parte, cuanto mayor sea la similitud entre la geometría de la región de mayor procesamiento (en este caso la zona de área dañada) y las regiones definidas para la repartición de cpus, mejor rendimiento, en términos de tiempos de computación, se consigue.

Una vez descritos todas las opciones diferentes a la hora de asignar cada parte del problema a cada procesador y haber comprobado que se tiene un balance de carga aceptable, se muestra el tiempo total de cada simulación (en segundos) para cada caso definido anteriormente:

nºCPU	1	2	4
MPP1	4431	2328	1440
MPP2	4431	2604	1660
MPP3	4431	2599	1820
MPP4	4431	2599	1774
MPP5	4431	2469	1710
MPP6	4431	2604	1687
MPP7	4431	2653	1445
MPP8	4431	2321	1445
MPP9	4431	2397	1523
MPP10	4431	2408	1587

Tabla5. Tiempos de cálculo para 1, 2 y 4 procesadores.

A la vista de la tabla adjunta, se puede ver como en el caso de dos procesadores la configuración 8 correspondiente al uso del comando “automatic” es el que menos tarda en realizar la simulación. En segundo lugar y con solo 7 segundos más de diferencia se encuentra la repartición hecha por defecto (MPP1) por el programa. La similitud entre ambos casos es, dentro de lo que cabe esperable, ya que como se ha podido ver en las imágenes anteriores, la configuración del área asignada a cada procesador en ambos casos ha resultado ser idéntica.

Para intentar optimizar aún más los tiempos obtenidos en la tabla anterior se ha realizado un estudio de la influencia del comando “groupable” en cada caso, obteniendo los siguientes resultados:

nºCPU	1	2	4
MPP1	4431	2351	1420
MPP2	4431	2641	1584
MPP3	4431	2615	1740
MPP4	4431	2641	1719
MPP5	4431	2394	1566
MPP6	4431	2641	1707
MPP7	4431	2670	1440
MPP8	4431	2346	1409
MPP9	4431	2404	1509
MPP10	4431	2397	1560

Tabla6. Balance de carga de dos procesadores usando el comando *groupable*.

Comparándolo con el caso expuesto con anterioridad, en términos de porcentaje de tiempos se puede obtener la siguiente tabla:

nºCPU	%mejora 2 CPU's	%mejora 4 CPU's
MPP1	-0,987972	1,38888889
MPP2	-1,420890	4,57831325
MPP3	-0,615621	4,3956044
MPP4	-1,616006	3,10033822
MPP5	3,0376670	8,42105263
MPP6	-1,420890	-1,1855364
MPP7	-0,640784	0,34602076
MPP8	-1,077121	2,49134948
MPP9	-0,292031	0,91923835
MPP10	0,4568106	1,70132325

Tabla7. Porcentaje de mejora usando *groupable*.

Como se puede ver el caso más favorable tras el uso del *groupable*, es el 5 (partición en la que se asigna tres laminas a cada procesador para el caso de 4 procesadores y seis laminas a cada uno en el caso de 2) en la que tanto para 2 como para 4 procesadores el tiempo de cálculo disminuye. El otro caso en el que también mejora en ambos casos con el *groupable* es el último (partición en dos ejes diferentes), aunque en este último caso la mejora no es tan grande como en el caso 5.

Estas mejoras en ambos casos se justifican por el hecho de que como ya se explicó en el punto 2.3.5., el comando *groupable* cambia la forma de procesar la información en los contactos del modelo. En concreto los casos 5 y 10, los límites de las regiones coinciden con las zonas de separación entre las láminas de la placa que es justamente donde está definido el contacto interlaminar.

Por último, para ver el comportamiento de los diferentes casos en función del número de procesadores, se muestra a continuación una gráfica con la escalabilidad de cada método.

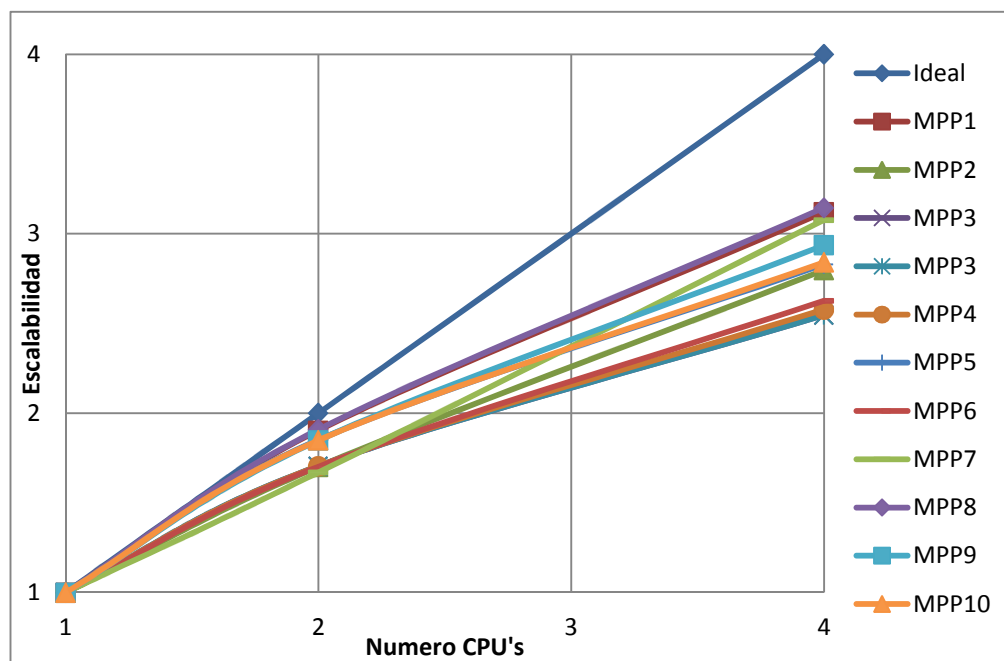


Figura26 Escalabilidad para 1, 2 y 4 procesadores

En la Figura 26 se puede observar, como era predecible, que a medida que aumenta el número de CPU's, la escalabilidad disminuye, por lo que el tiempo de simulación se aleja cada vez más del ideal. Esto se debe a que el tiempo de comunicación en una simulación aumenta por el uso de un mayor número de procesadores, lo que hace que la comunicación entre los mismos se hace más dificultosa.

Comparando las diferentes configuraciones entre ellas se puede apreciar como las opciones 3, 4, 5, y 6 son las que peor escalabilidad muestran, debido a que como ya se mostro antes la diferencia de tiempos entre procesadores (Tabla 4) son las mas altas. Sin embargo, se puede apreciar como las configuraciones 2 y 7 muestran un considerable aumento de la escalabilidad al pasar de 2 a 4 procesadores. Esto puede ser debido a un mejor balance de carga en estas reparticiones.

Al ser la configuración MPP por defecto la mejor encontrada en este estudio (junto con la configuración 8), será la escogida a la hora de compararla con el método SMP para los casos en los que se usen de 1 a 16 procesadores.

Para realizar la comparativa entre SMP y MPP se hará un estudio de la influencia del número de CPU's en ambos casos, seguido de un gráfico comparando la escalabilidad de ambos métodos.

nºCPU	1	2	4	8	16
SMP	2605	1415	939	594	518
MPP	4431	2328	1420	792	687

Tabla8. Tiempos de cálculo para 1, 2, 4, 8 y 16 procesadores.

Para poder tener una mejor visión de la evolución de los tiempos de ambos métodos en función del número de CPU's se ha realizado un histograma en el que se comparan ambos métodos.

ANALISIS Y RESULTADOS

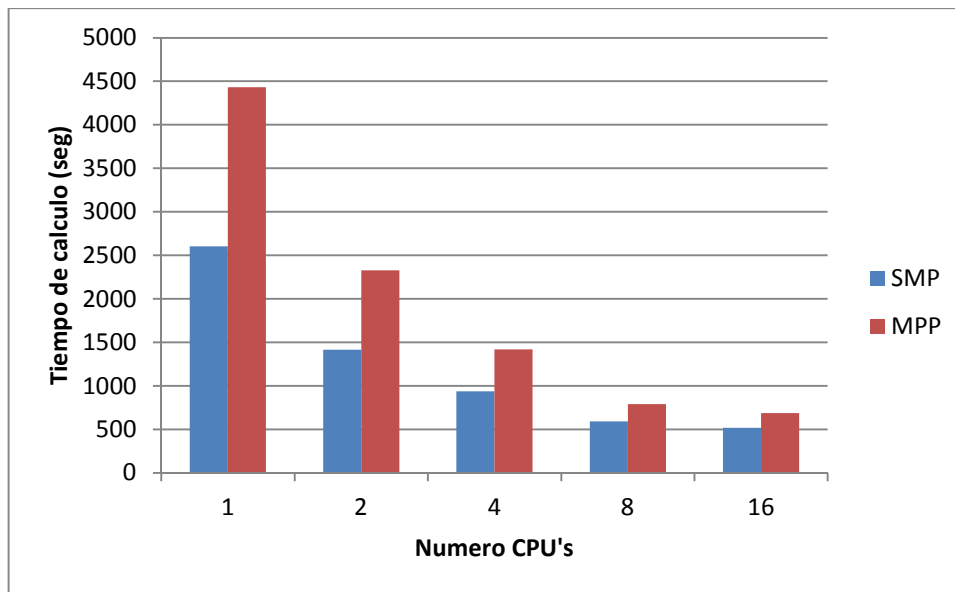


Figura27 Histograma de los tiempos de cálculo para 1, 2, 4, 8 y 16 procesadores.

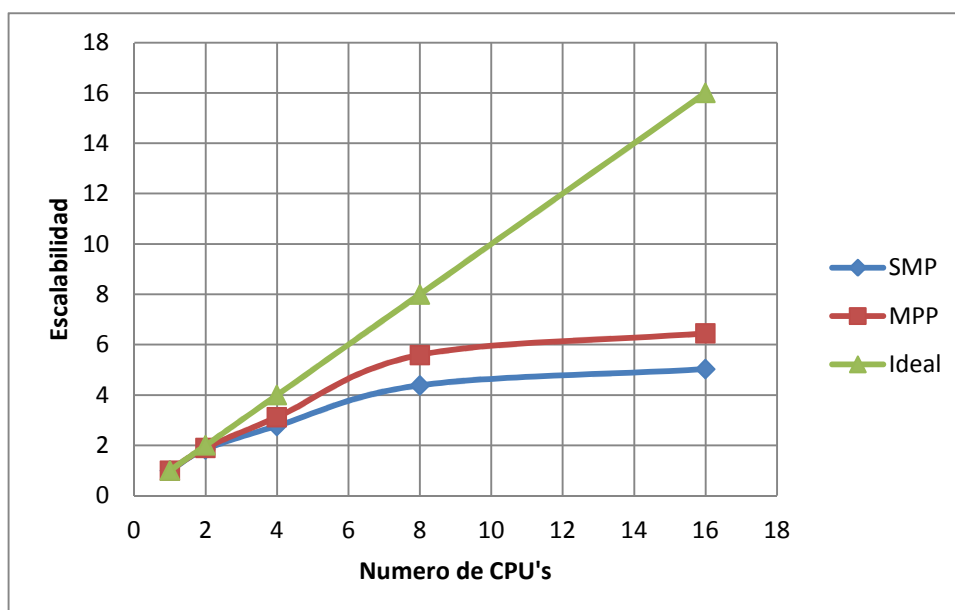


Figura28 Escalabilidad para 1, 2, 4, 8 y 16 procesadores.

A la vista de los resultados anteriores mostrados en la Figura 27 y Figura 28, se puede afirmar que, a pesar de que el modelo SMP es más efectivo para todos los casos, si bien es cierto que el modelo MPP se aproxima cada vez más al ideal a medida que aumenta el número de procesadores.

Además, también se puede ver claramente como la escalabilidad del MPP es siempre mayor que la de SMP, por lo que resulta más rentable en términos de eficiencia usar el modelo MPP antes que el SMP en casos como el estudiado en este proyecto.

En casos de mayor tiempo computacional la mejor escalabilidad del método MPP hará que el tiempo de computación sea menor que con el método SMP.

Una vez estudiado todas las posibilidades de configuración a la hora de optimizar los tiempos de cálculo de cada simulación, se ha visto como, a pesar de obtener una mayor escalabilidad con el método MPP, los tiempos de cálculo han sido menores con SMP, por lo que los cálculos realizados a partir de este momento se habrán hecho con el modelo SMP usado por defecto por el programa. A pesar de ello, en vista de la tendencia mostrada en la Figura 28, en el caso de usar un mayor número de procesadores sería posible obtener unos mejores tiempos de cálculo mediante la paralelización MPP.

5.4 Simulación test CAI

Como se ha explicado en el apartado de antecedentes, resulta de gran utilidad la realización del ensayo CAI para poder analizar la resistencia residual una vez recibido el impacto. En este caso se realizará una simulación con el programa LS-DYNA debido al alto coste que supondría realizar los ensayos con placas de fibra de carbono reales. Antes de la simulación del CAI y tras el impacto del proyectil, se estudiarán los modos de vibración de la placa para poder amortiguarla debido a la alta energía cinética que adquiere tras el impacto. Para ellos y según como indica el manual de LS-Dyna, se busca conocer el modo 1 de oscilación, puesto que es recomendable a la hora de amortiguar la placa usar un coeficiente de amortiguación $D = 2\omega_{\text{mod}01}$, donde $\omega_{\text{mod}01} = 2\pi f_{\text{mod}01}$ [35], por lo que en primer lugar y antes de proceder a la realización de la simulación del CAI se ha hecho un

ANÁLISIS Y RESULTADOS

estudio de modos de vibración de la placa para poder tener una idea de cuáles pueden ser las frecuencias que puedan producir un amortiguamiento en la placa después del impacto. A continuación, se procederá a realizar el test CAI como se detalla en el punto 4.3. , para, una vez completada la simulación del test CAI, realizar un estudio energético analizando la evolución de la energía interna de las diferentes energías de las láminas que forman la placa atendiendo a la orientación de las fibras de cada una de ellas. Además, en este estudio, se obtendrán dos graficas que relacionen tanto la velocidad de impacto como el área deslaminada, comparándolas con la fuerza última de rotura para cada velocidad de impacto.

En el análisis modal, el resultado fue la obtención de un Modo1 de vibración de 1926 Hercios, por lo que, a priori, el coeficiente de amortiguación para disminuir la energía cinética de la placa será de 12101,41 rad/seg.

A continuación se he procedido a disminuir la energía cinética adquirida por la placa durante el impacto aplicándole un amortiguamiento a la misma para así poder realizar el ensayo CAI de forma tal que se simule el caso en el que la placa está en condiciones de estaticidad. Inicialmente se aplicó, como se dijo anteriormente, una frecuencia de amortiguación de 12101,41 rad/seg, sin embargo no se observó una disminución lo suficientemente aceptable como para proceder a la fase de compresión, por lo que se decidió aumentarla hasta obtener los resultados esperados. Concretamente, la frecuencia de amortiguación aplicada en todos los casos ha sido de 50000 rad/seg en los que se ha conseguido disminuir la energía cinética de la placa en torno a un 97% hasta prácticamente disiparla por completo a los $1,25 \times 10^{-4}$ segundos de simulación (instante en el que se inicia la compresión) (Figura 29).

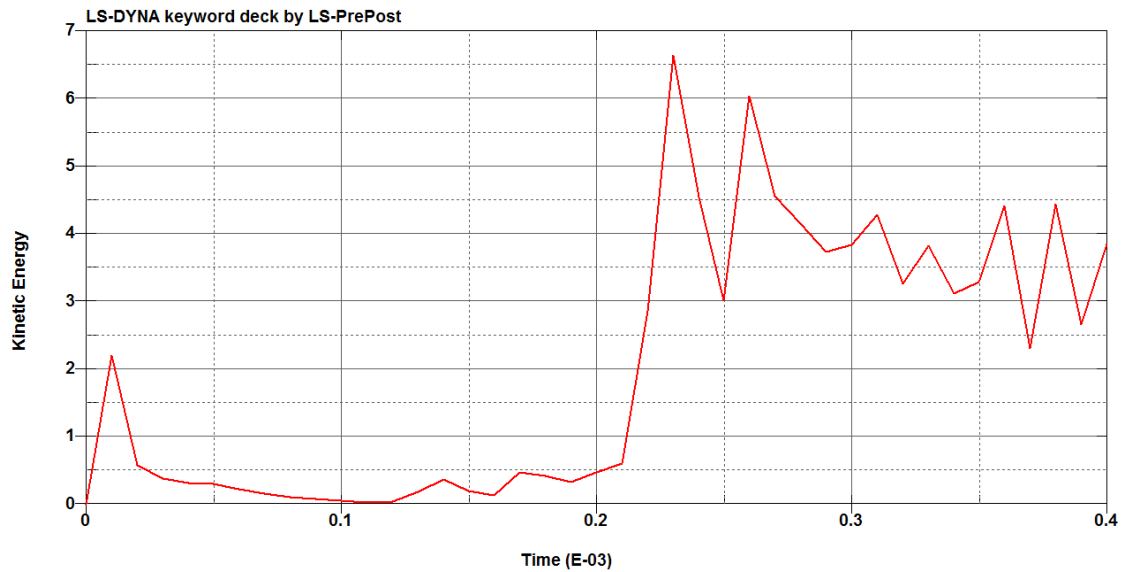


Figura29 Evolucion de la energía cinetica

A continuación se ha procedido a realizar el ensayo de compresión con un desplazamiento constante a una velocidad de 50 m/s hasta producir el fallo en la placa. La elección de esta velocidad se debe a que es un valor razonable a la hora de valorar tanto coste computacional como resultados obtenidos.

Para el estudio energético se escogerá el caso concreto de impacto a 400 m/s para evitar repetir la misma conclusión en cada caso debido a que la evolución de las energías en todos los casos sigue el mismo patrón.

ANALISIS Y RESULTADOS

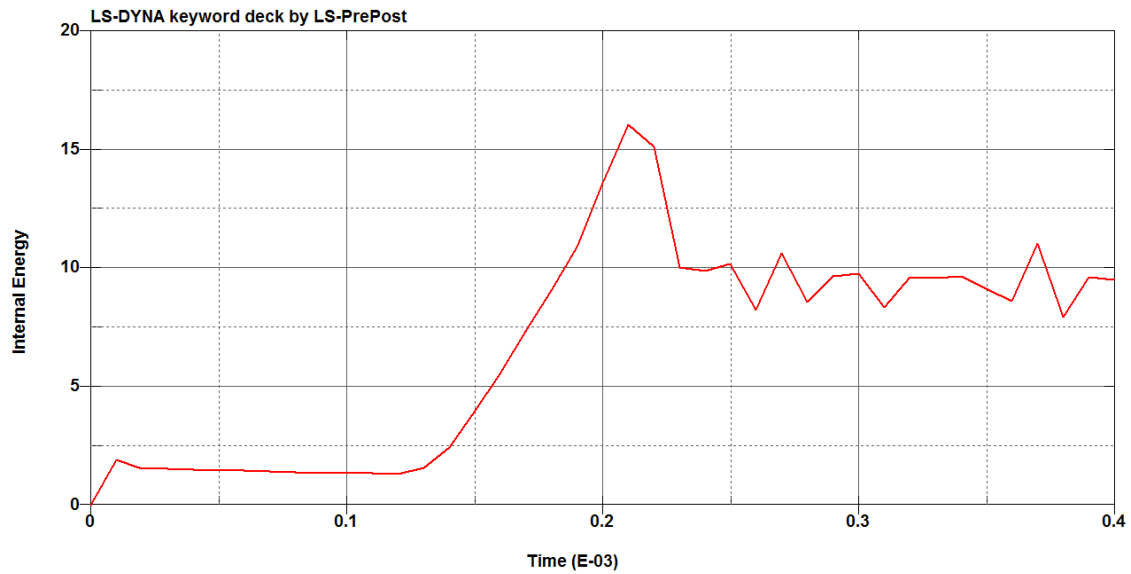


Figura30 Evolución energía interna

En la Figura 30, se puede observar la evolución de la energía interna de las diferentes partes de la placa a lo largo de todo el proceso, se puede apreciar claramente como en la fase de impacto se produce un pico en la energía de unos 2 Julios a unos 10^{-5} segundos, posteriormente la energía interna absorbida, de unos 1,5 Julios, se mantiene más o menos constante hasta que comienza la compresión ($1,25 \times 10^{-4}$ segundos) donde llega a alcanzar un pico de energía de unos 16 Julios a los 2×10^{-4} segundos, momento a partir del cual la placa rompe. A continuación se puede ver como la energía interna se mantiene en torno a un valor de unos 9 Julios después de haber alcanzado el fallo por compresión. Siendo esta energía la energía absorbida final por la placa.

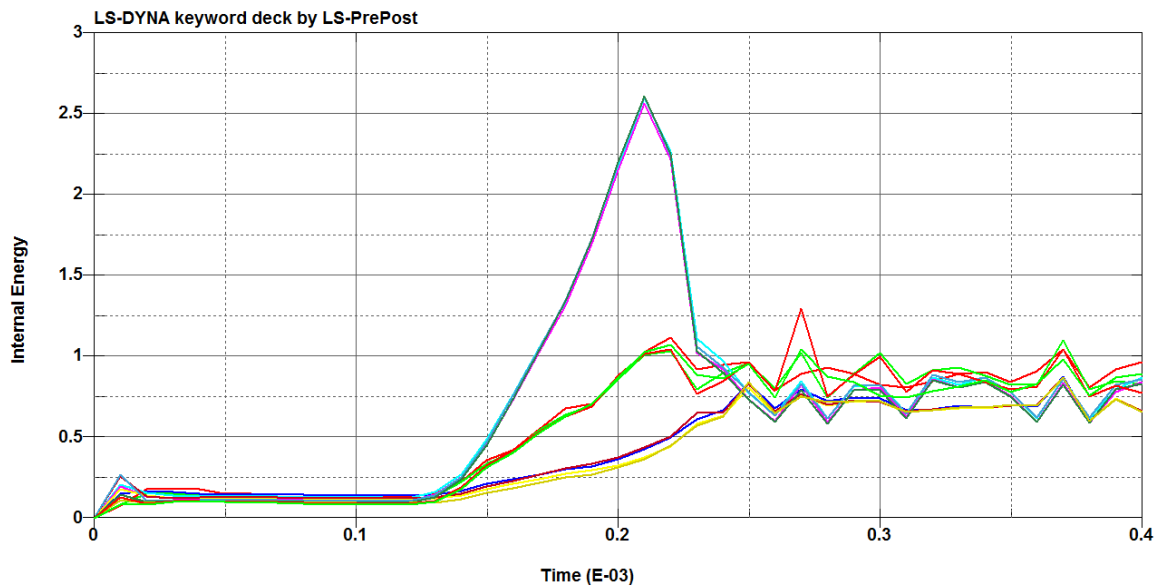


Figura31 Desglose de energía interna por capas

Resulta también interesante analizar la gráfica obtenida a partir del desglose de la energía interna de las diferentes láminas que forman la placa. En la Figura 31, se observa como hay 3 grupos claramente diferenciados con diferentes rangos de energía a lo largo de la fase de compresión. En concreto, los mayores valores alcanzados en la energía interna son los correspondientes a las láminas con orientación a 90° según los ejes globales del problema debido a que las fibras están más tensionadas al estar orientadas en la misma dirección que el eje de compresión. Los valores medios son los de láminas a $+45^\circ$ y -45° y por último, los más bajos son los de 0° . La energía liberada al producirse el fallo es mucho mayor en las placas a 90° que en las otras orientaciones, esto se debe a que las fibras están orientadas en la dirección de la compresión por lo que es más probable que alcancen el fallo antes que las que están a 0° grados.

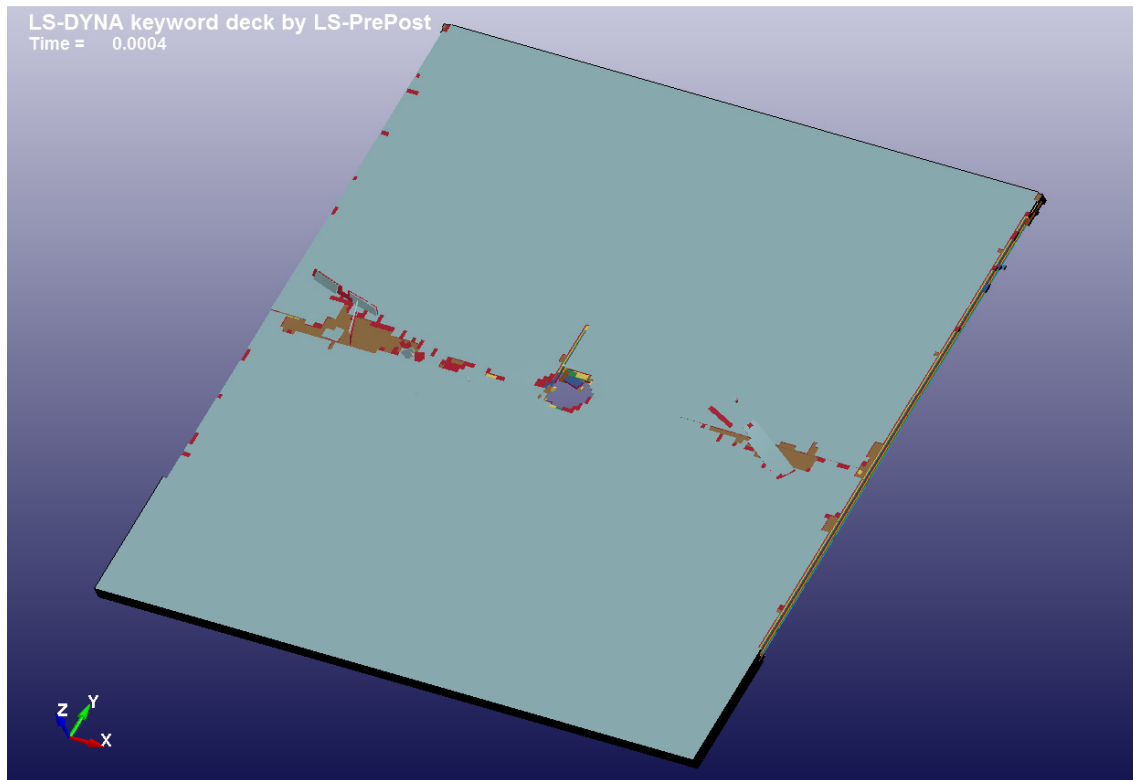


Figura32 Instante de la rotura de la placa por compresión

Como ya predijeron *S. Sánchez-Sáez et al.* [10] en la Figura 32 se puede observar como la propagación de la deslaminación del daño se realiza en la dirección perpendicular a la de la carga, existiendo también, aunque en menor medida, en la dirección de la compresión de la placa, como se puede apreciar en el contorno del agujero producido por el impacto.

En este ensayo CAI también se ha procedido a estudiar la velocidad de impacto en la fuerza necesaria en la compresión para romper la placa.

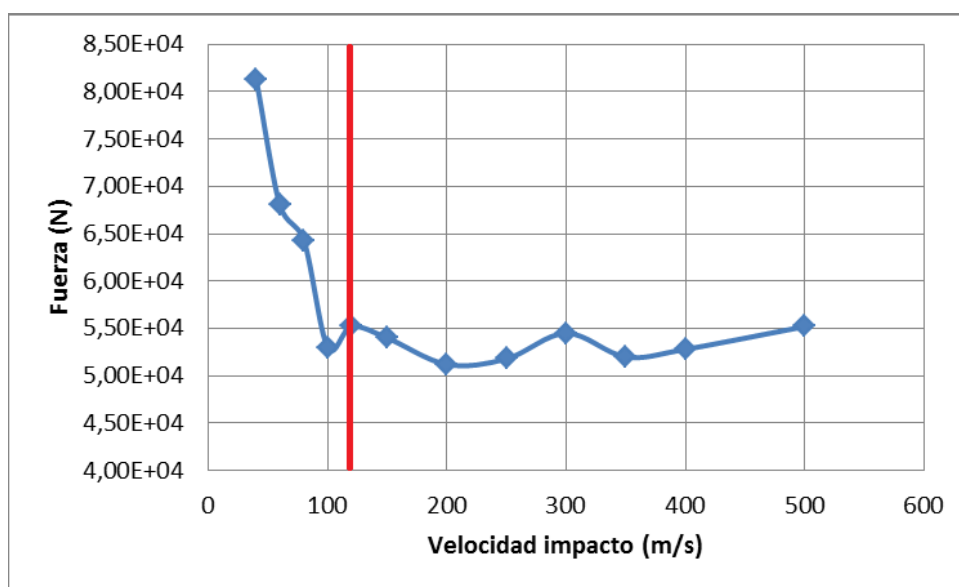


Figura33 Fuerza ultima de compresión frente a velocidad de impacto.

Como se puede apreciar en la Figura 33, a velocidades menores al límite balístico (línea vertical roja) la fuerza ejercida para romper la placa va creciendo a medida que disminuye la velocidad de impacto. Esto se debe a que el daño sufrido por la placa a medida que la velocidad del proyectil disminuye, es menor, por lo que resulta más costoso romper la placa.

Por otro lado, a medida que la velocidad va siendo mayor que el límite balístico, se puede apreciar un ligero ascenso en la fuerza de fallo por compresión. Este aumento se debe a que el área deslaminada (como se ha demostrado en la validación de la simulación en el apartado 3) es menor a medida que se aumenta la velocidad de impacto, por lo que la fuerza ejercida necesaria, para provocar el fallo de la placa, será mayor. No obstante, la influencia de perforación de la placa por parte del proyectil es mayor que la del área deslaminada y por lo tanto el incremento de fuerza es despreciable.

En la Figura 34 se puede ver la relación entre la fuerza ejercida en el fallo por compresión en función del área deslaminada en cada caso.

ANALISIS Y RESULTADOS

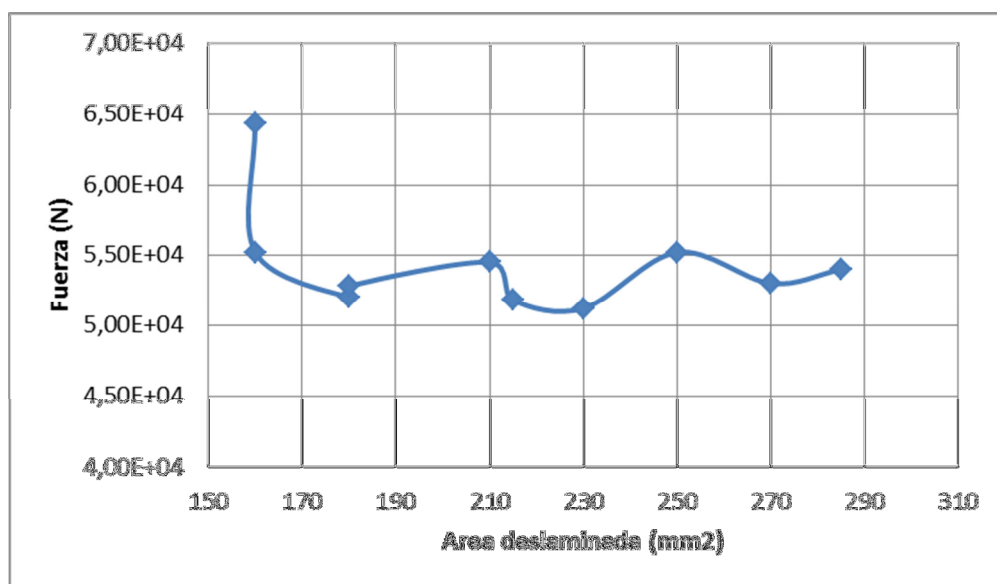


Figura34 Fuerza ultima de compresión frente a área deslaminada.

Según se muestra en la Figura 34, la fuerza última de compresión producida en el test CAI se mantiene en un rango de valores de entre 50 kN y 55kN cuando el área deslaminada es mayor que 160 mm², sin embargo, con menores valores de área deslaminada la fuerza ejercida es mayor debido a que el daño sufrido por la placa es menor.

Por lo que se puede concluir que una vez que la placa es perforada, la resistencia a compresión va a mantenerse dentro de un rango de valores fijo independientemente del área deslaminada.

Los casos en los con menor área deslaminada y mayor fuerza de compresión corresponden a los impactos sufridos a 80 y 500 m/s. el hecho de que, a pesar de ser los ensayos realizados a menor y mayor velocidad tengan áreas deslamiandas parejas se explica debido a que a 500 m/s el área deslaminada se corresponde casi en su totalidad al área perforada en la placa, debido a que la energía cinética del proyectil absorbida por la placa es pequeña. Sin embargo a 80m/s sucede lo contrario, al estar debajo del límite balístico, toda la energía del proyectil es absorbida por la placa, por lo que el área deslaminada, a pesar de las diferentes velocidades, es comparable a la de 500m/s.

Sin embargo, la diferencia de fuerzas residuales se debe a que a que a 500 m/s el proyectil atraviesa la placa, por lo que, a la hora de realizar el CAI, la placa ofrecerá menos resistencia debido al agujero central que tiene. Sin embargo, a 80m/s al ser una velocidad por debajo del límite balístico, no se produce perforación, por lo que la resistencia de la placa es mayor.

6. Conclusiones y trabajos futuros.

En este apartado procedemos a exponer las conclusiones y opiniones obtenidas a lo largo de todo el proyecto, tanto en la parte de optimización de tiempos como en las pruebas simuladas con LS-DYNA, realizando una descripción del estudio realizado y de cómo se ha llegado a las conclusiones finales:

6.1 Resumen y conclusiones

Se ha elaborado un modelo numérico capaz de predecir con fidelidad los valores de la velocidad residual y el área deslaminada en impactos perpendiculares a un laminado de tejido de fibra de carbono y matriz epoxi, el cual ha sido validado mediante la comparación de dichos valores con los obtenidos mediante ensayos experimentales realizados previamente por Jorge López-Puente.

Una vez correlado el modelo, se ha intentado optimizar el tiempo de simulación comparando dos métodos de procesamiento de datos en paralelo. SMP, efectuado por defecto por el programa y MPP el cual, una vez definido por el usuario, se ha demostrado que es capaz de acercarse a los tiempos de procesamiento de SMP a medida que se aumenta el número de procesadores.

Para ello, en primer lugar se realizó un estudio exhaustivo de diferentes configuraciones, con el algoritmo de cálculo MPP, mediante la asignación de diferentes zonas de la placa a cada procesador para que sean calculadas. Este estudio ha sido completado mediante un análisis del balance de carga en cada caso para comprobar que la reasignación realizada entre procesadores se ha hecho

de la forma más equitativa posible, para sí sacar el máximo provecho a cada configuración. También se ha realizado un estudio de mejoras de tiempos con MPP con el uso del algoritmo groupable proporcionado por el programa. De todas las configuraciones probadas, se ha determinado que la que mejor resultado da en este caso es la configuración MPP que por defecto da el programa por lo que ha sido la elegida para realizar la comparación con la SMP.

En el estudio de comparación SMP vs MPP se ha demostrado que para el caso de 1, 2, 4, 8 y 16 procesadores el método SMP mejora en todos los casos el tiempo de procesamiento de MPP, sin embargo a medida que el número de procesadores aumenta, se puede ver como el MPP es más efectivo, esto también se aprecia en la gráfica de escalabilidad en la que el MPP, en estos términos, siempre se sitúa por encima del SMP.

Por último se ha simulado un ensayo CAI, para el cual se ha procedido a realizar una compresión de la placa hasta la rotura. Antes de realizar el ensayo, al haberse simulado el caso de impacto y el CAI seguidos, ha sido necesario amortiguar la placa para evitar hacer el test con una elevada energía cinética de la placa con lo que se obtendrían datos erróneos o confusos. Para ello se ha aplicado un coeficiente de amortiguación en función de un análisis de vibración realizado con anterioridad en este mismo proyecto ya que como el manual del usuario del software aconseja se ha de coger un coeficiente de amortiguación doble que la primera frecuencia propia de amortiguación. Finalmente y debido a que el valor aconsejado por el manual no proporcionaba los resultados esperados, se ha escogido un valor mayor en el que sí que se podía apreciar con claridad la disminución de la energía cinética de la placa.

Una vez simulado el test CAI se ha realizado un estudio de la energía interna residual (energía interna después del impacto) de la placa, en la que se puede ver claramente como la energía aumenta en la fase de compresión alcanzando su valor máximo en el momento de la rotura, a partir del cual, la energía disminuye hasta permanecer en un cierto valor medio.

CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS.

También se ha procedido a analizar un desglose de las energías internas de cada lamina en la que se puede apreciar claramente como hay tres grupos diferenciados en la evolución de la energía interna, esto se debe a los tres tipos de orientación que tienen las láminas de la placa (0° , 90° y $\pm 45^\circ$). En el caso de 90° es el que ha resultado ser el que más energía libera en el momento del fallo debido a que la orientación de las fibras a 90° coincide con la dirección de compresión, por lo que la energía absorbida por las fibras es mayor que para el resto de orientaciones. Las fibras orientadas a 0° son las que menor energía absorbe durante la compresión, llegando incluso a no liberar prácticamente energía en el momento de la rotura.

También se ha realizado un estudio de la fuerza ultima de rotura en función de la velocidad, en la que como era de esperar se produce una disminución de la fuerza necesaria a medida la velocidad se incrementa hasta el límite balístico, una vez superado el límite balístico se puede ver una pequeña tendencia a aumentar la fuerza necesaria para romper la placa a medida que se aumenta la velocidad de impacto debido a que la placa a mayores velocidades de impacto, por encima del límite balístico, disminuye el área dañada por lo que resulta más difícil poder romperla.

Por último se ha analizado la fuerza máxima realizada en el CAI en función del área deslaminada en la que se puede apreciar como la fuerza ejercida en el ensayo se mantiene dentro de unos valores a partir de cierta área de deslaminación, por lo que la influencia del daño en la fuerza final no cobra especial importancia para unos valores mayores de 160mm^2 de área de deslaminación.

En este proyecto además, podemos llegar a las siguientes conclusiones:

- Este modelo desarrollado permite estudiar el diseño de las estructuras en material compuesto.
- También, valorar un cierto nivel de tolerancia al daño frente a un daño accidental.
- Se pueden conseguir mejoras de tiempo de cálculo y precisión en la resolución de problemas mediante este método.

- Además de una optimización de recursos: Disminución importante del tiempo de cálculo en grandes simulaciones. Ahorro de costes y aumento de productividad

6.2 TRABAJOS FUTUROS

Observando las conclusiones obtenidas los trabajos futuros deberían ir enfocados en los siguientes aspectos:

- Simular y estudiar casos de impactos en los que la placa esté precargada uniaxial o biaxialmente.
- Realizar estudios de impacto a diferentes velocidades variando la morfología del proyectil, analizando parámetros como el área deslaminada o la velocidad residual en función de la forma del proyectil.
- Estudiar el caso de impacto en el que la placa estuviese sometida a una diferencia de temperatura entre la primera y la última placa, comparando los resultados con los analizados en este proyecto en función del mayor o menor gradiente térmico que exista en la placa.
- Seguir el estudio realizado en este proyecto en la parte de comparación entre SMP vs MPP haciendo uso de un mayor número de procesadores para poder ver hasta qué punto el SMP reduce más los tiempos de calculo que el método MPP y cómo evoluciona la escalabilidad de ambos a medida que se aumenta el número de CPU's.
- Realizar más configuraciones probando los diferentes comandos que proporciona el programa para el uso de MPP para cambiar la repartición entre procesadores y encontrar algún método que mejore los tiempos obtenidos en este estudio.
- Realizar un estudio en el que se muestre el comportamiento a compresión de las fibras en función del ángulo que éstas forman con la dirección de la compresión.

CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS.

- Realizar estudios en los que se analice el comportamiento de la placa, una vez impactada, con ensayos en función del tipo de carga aplicada, como pueden ser tracción, cortadura interlaminar, cortadura plana, estudio de propagación de fisuras, flexión...
- Realizar un estudio de compresión/tensión de la placa en dos ejes al mismo tiempo.

7. Referencias

1	T. Gómez-del Río, R. Zaera, E. Barbero, C. Navarro. <i>Damage in CFRPs due to low velocity impact at low temperature</i> . Composites Part B: Engineering, 2005, vol. 36, n. 1, p. 41-50. 2005.
2	K.H. Im, C.S. Cha, S.K. Kim, I.Y. Yang. <i>Effects of temperature on impact damages in CFRP composite laminates</i> . Compos Part B: Eng 2001; 32:669 82.
3	A. Airoidi, B.Cacchione. <i>Modelling of impact forces and pressures in lagrangian bird strike analyses</i> . Int. J. Impact Eng 2006; 32:1651 77.
4	M. Anghileri, L.M.L. Castelleti, F. Invernizzi, M. Mascheroni. <i>A survey of numerical models for hail impact analysis using explicit finite element codes</i> . Int. J. Impact Eng 2005; 31:929 44.
5	J. López-Puente , R. Zaera, C. Navarro. <i>Experimental and numerical analysis of normal and oblique ballistic impacts on thin carbon/epoxy woven laminates</i> . Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2008, vol. 39, n. 2, p. 374-387.
6	Sandrine Petit, Christophe Bouvet, Alain Bergerot, Jean-Jacques Barrau. <i>Impact and compression after impact experimental study of a composite laminate with a cork thermal shield</i> . Composites Science and Technology Volume 67, Issues 15–16, December 2007, Pages 3286–3299.
7	J. Rouchon. <i>Certification of large airplane composite structures, recent progress and new trends in compliance philosophy</i> . In: 7 ^º ICAS congress Stockholm 1990.
8	J. Rouchon. <i>Fatigue and damage tolerance aspects for composite aircraft structures</i> . Delft; 1995.

REFERENCIAS

9	S. Sánchez-Sáez , E. Barbero, C. Navarro. <i>Compressive residual strength at low temperatures of composite laminates subjected to low-velocity impacts</i> . Composite Structures, 2008, vol. 85, n. 3, p. 226-232.
10	S. Sánchez-Sáez, E. Barbero, R. Zaera, C. Navarro. <i>Compression after impact of thin composite laminates</i> . Composite Science and Technology, 2005, vol. 65, n. 13, p. 1911-1919.
11	C. Navarro, J. L. Pérez. Apuntes de la asignatura “Ingeniería Estructural”. Universidad Carlos III de Madrid, 2013.
12	http://www.mecanica.upm.es/gmc/mixtos.php . Abril 2013.
13.	P.W. Bland, J.P. Dear. <i>Observation on the impact behaviour of carbon-fiber reinforced polymers for the qualitative validation of models</i> . Composites: part A 32 (2001) 1217-1227.
14	C. T. Sun, S. V. Potti. <i>A simple model to predict residual velocities of thick composite laminates subjected to high velocity impact</i> . 743X(95)00037-2
15	J. K. Chen, Firooz A. Allahdadi, Theodore C. Carneyb. <i>High-velocity impact of graphite/epoxy composite laminates</i> . PII: SO266-3538(97)00067-S.
16	J. López-Puente, R. Zaera, C. Navarro. <i>An analytical model for high velocity impacts on thin CFRPs woven laminated plates</i> . International Journal of Solids and Structures 44 (2007) 2837–2851.
17	M.A. Will, T. Franz , G.N. Nurick. <i>The effect of laminate stacking sequence of CFRP filament wound tubes subjected to projectile impact</i> . Composite Structures 58 (2002) 259–270.
18	G. Caprino, V. Lopresto, D. Santoro. <i>Ballistic impact behaviour of stitched graphite/epoxy laminates</i> . Composites Science and Technology 67 (2007) 325–335.
19	D.D.R. Cartié, P.E. Irving. <i>Effects on resin and fiber properties on impact and</i>

	<i>compression after impact performance for CFRP</i> . Composites: part A 33 (2002) 483–493.
20	J. López-Puente, R. Zaera, C. Navarro. <i>The effect of low temperatures on the intermediate and high velocity impact response of CFRP's</i> . Composites: Part B 33 (2002) 559–566.
21	Bonnie Wade, Paolo Feraboli; Morgan Osborne. <i>Simulating laminated composites using LS-DYNA material model MAT54 part I: [0] and [90] ply single-element investigation</i> .
22	Zheng Zhang and Farid Taheri. <i>Dynamic pulsebickling analysis of FRP composite laminated beams using LS-DYNA</i> . 7th International LS-DYNA user's conference. 2002. Material technology (1).
23	Marco Anghileri, Luigi-M. L. Castelletti, Fabio Invernizzi, Marco Mascheroni. <i>A survey of numerical models for hail impact analysis using explicit finite element codes</i> . International Journal of Impact Engineering 31 (2005) 929–944.
24	Sivakumara K. Krishnamoorthy, Johannes Höptner, Gundolf Kopp, H.E. Friedrich. <i>Prediction of structural response of FRP composites for conceptual design of vehicles under impact loading</i> . 8th European LS-DYNA Users Conference, Strasbourg - May 2011
25	Paolo Feraboli, Bonnie Wade, Francesco Deleo, Mostafa Rassaian, Mark Higgins, Alan Byar. <i>LS-DYNA MAT54 modeling of the axial crushing of a composite tape sinusoidal specimen</i> . Composites: Part A 42 (2011) 1809–1825.
26	Y. Duan, M. Keefe, T.A. Bogetti, B.A. Cheeseman. <i>Modeling the role of friction during ballistic impact of a high-strength plain-weave fabric</i> . Composite Structures 68 (2005) 331–337.
27	H.M. Elsanadedy, T.H. Almusallam, H. Abbas, Y.A. Al-Salloum, S.H. Alsayed and M.S. Al-Haddad. <i>Effect of Blast Loading on CFRP Retrofitted RC Columns</i> . Proceedings of the IMPLAST 2010 Conference October 12-14

REFERENCIAS

	2010 Providence, Rhode Island USA © 2010 Society for Experimental Mechanics, Inc.
28	<i>HP-MPI User's Guide Ninth Edition</i> . Manufacturing Part Number : B6060-96018 April 2005.
29	Yih-Yih Lin. <i>The Applicability of the Universal HP-MPI to MPP LSDYNA on Linux Platforms</i> . 5th European LS-DYNA Users Conference Computing Technology (2). 2005.
30	Yih-Yih Lin. <i>The Advantages of HP-MPI for MPP LS-DYNA</i> . 9th International LS-DYNA Users Conference Computing / Code Technology (1). 2006.
31	Jeffrey G. Zais. <i>Partitioning Effects on MPI LS-DYNA Performance</i> .
32	Yih-Yih Lin, Cing-Dao Kan. <i>A Performance Study of LS-DYNA on Vehicle Crash Simulation</i> .
33	Roger Chu, Guangye Li. <i>Scalability on LS-DYNA on SGI systems</i> .
34	Yih-Yih Lin. <i>A Correlation Study between MPP LS-DYNA Performance and Various Interconnection Networks. A Quantitative Approach for Determining the Communication and Computation Costs</i> . 4th European LS-DYNA Users Conference MPP / Linux Cluster / Hardware I. 2003.
35	<i>LS-DYNA®Keyword User's Manual Volume I</i> . Revisión 1617. Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation, 2012.
36	Brian Wainscott. <i>Efficient Processing of Multiple Contacts in MPP-DYNA</i> . ??
37	http://cz.zwick.com/es/aplicaciones/composites/ensayo-de-materiales-compuestos-de-fibra/compresion-despues-de-impacto-cai/ensayo-de-compresion-cai.html . Marzo 2013.
38	Http://www.instron.com.es/wa/acc_catalog/detail.aspx?aid=5534&ref=http://www.google.es/url . Marzo 2013.
39	NASA. <i>Standard test for toughened resin composites</i> . NASA Reference Publication 1092; 1983.

40	http://www.astm.org/Standards/D7137.htm . Marzo 2013
41.	M. de Freitas, L. Reis. <i>Failure: mechanisms on composite specimens subjected compression after impact</i> . Composite Structures 42 (1998) 365-373.
42	Gang Zhou. <i>Compressive behaviour of large undamaged and damaged thick laminated panels</i> . PII:SO263-8223(97)00097-4.
43	V.J. Hawyes, P.T. Curtis, C. Soutis. <i>Effect of impact damage on compressive reponse of composite laminates</i> . Composites: Part A 32 (2001) 1263-1270.
44	Y. Xiong, C. Poon. <i>A prediction method for the compressive strength of impact damaged composite laminates</i> . 0263-8223(94)00052-2.
45	Giuseppe Sala. <i>Post-impact behaviour of aerospace composites for high-temperature applications: experiments and simulations</i> . PII: S1359-8368(96)00078-9.
46	Reboul Corpa, Javier. <i>Modelización numérica del comportamiento de un material compuesto de tejido de fibra de carbono y matriz epoxi ante cargas dinámicas</i> . Universidad Carlos III de Madrid, 2012.
47	HEIMBS, S.; HELLER, S.; MIDDENDORF, P.; HÄHNEL, F.; WEIBE, J. <i>Low velocity impact on CRFP plates with compressive preload: Test and modeling</i> . International Journal of Impact Engineering 36: 1182-1193, 2009.
48	Office of Aviation Research. <i>Comparative Evaluation of Failure Analysis Methods for Composite Laminates</i> . Washington D.C. 20591, May 1996 Final Report.